SEMINARI INTERDISCIPLINARI DI CULTURA AERONAUTICA - III Ciclo

I MOTORI AERONAUTICI DI NUOVA GENERAZIONE

I nuovi materiali e le nuove metodologie di fabbricazione

Dott. Michele Di Foggia
EUROPEA MICROFUSIONI AEROSPAZIALI SPA

Aula "S. Bobbio", Scuola Politecnica e delle Scienze di Base – P.le Tecchio, 11 Giugno 2016

© 2015 Europea Microfusioni Aerospaziali S.p.A.
The information in this document is the property of Europea Microfusioni Aerospaziali S.p.A. and may not be copied or communicated to a third party, or used for any purpose other than that for which it is supplied without the express written consent of E.M.A. S.p.A..
This information is given in good faith based upon the latest information available in E.M.A. S.p.A..

TEMI DELLA PRESENTAZIONE

- EMA e la produzione dei componenti per la turbina
- Sfide tecnologiche, vincoli e opportunità
- Il ruolo dei materiali: leghe, compositi a matrice ceramica, intermetallici
- Il raffreddamento e la protezione delle pale di turbina
- Dettagli del processo di microfusione in EMA

EMA data Strictly private

Part of the Rolls-Royce Group

LA STORIA E I PRODOTTI DI EMA

Fino al 2009: jv tra Rolls-Royce e Finmeccanica
Dal 2010: 100% Rolls-Royce

EMA SVILUPPA, PRODUCE E COMMERCIALIZZA PALE ROTORICHE E STATORICHE IN SUPERLEGA BASE Ni o Co PER TURBINE DI MOTORI AERONAUTICI E PER GENERAZIONE ELETTRICA.

EMA data Strictly private

ALCUNI PRODOTTI DI EMA

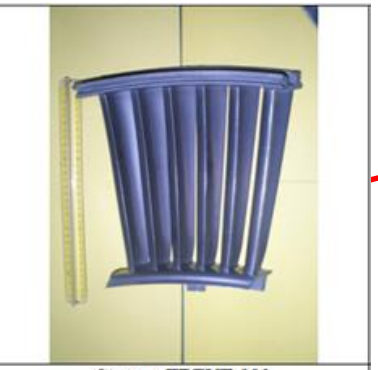
EMA data Strictly private

Part of the Rolls-Royce Group

ALCUNI ESEMPI DI PRODOTTI AERONAUTICI

Statore EJ200

Eurofighter


Statore TRENT 900

Airbus A380

EMA data Strictly private

Aerospace civil engines, sample of EMA portfolio

Trent 900

Trent 1000

Trent XWB

GE90115-B

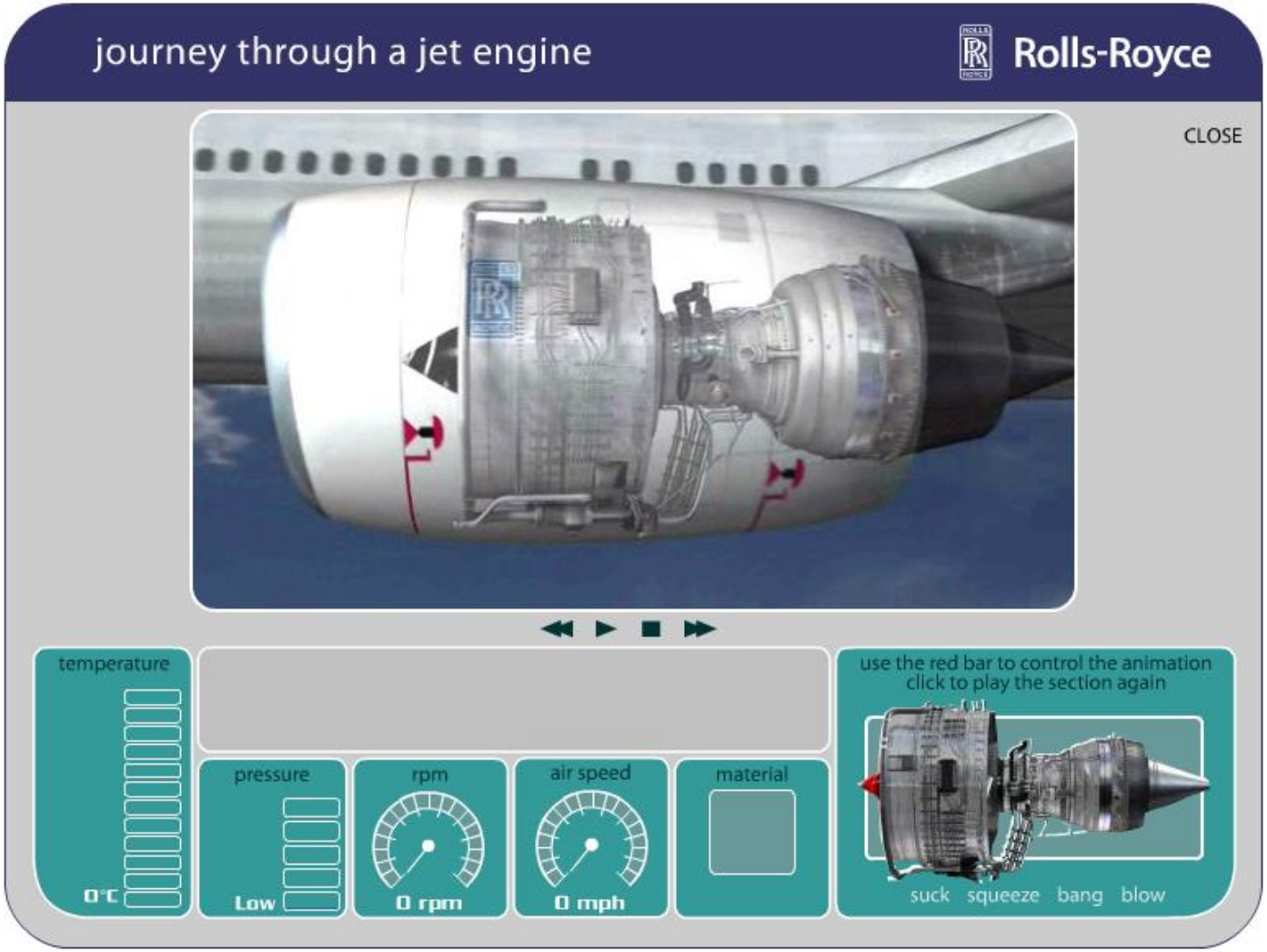
Spey

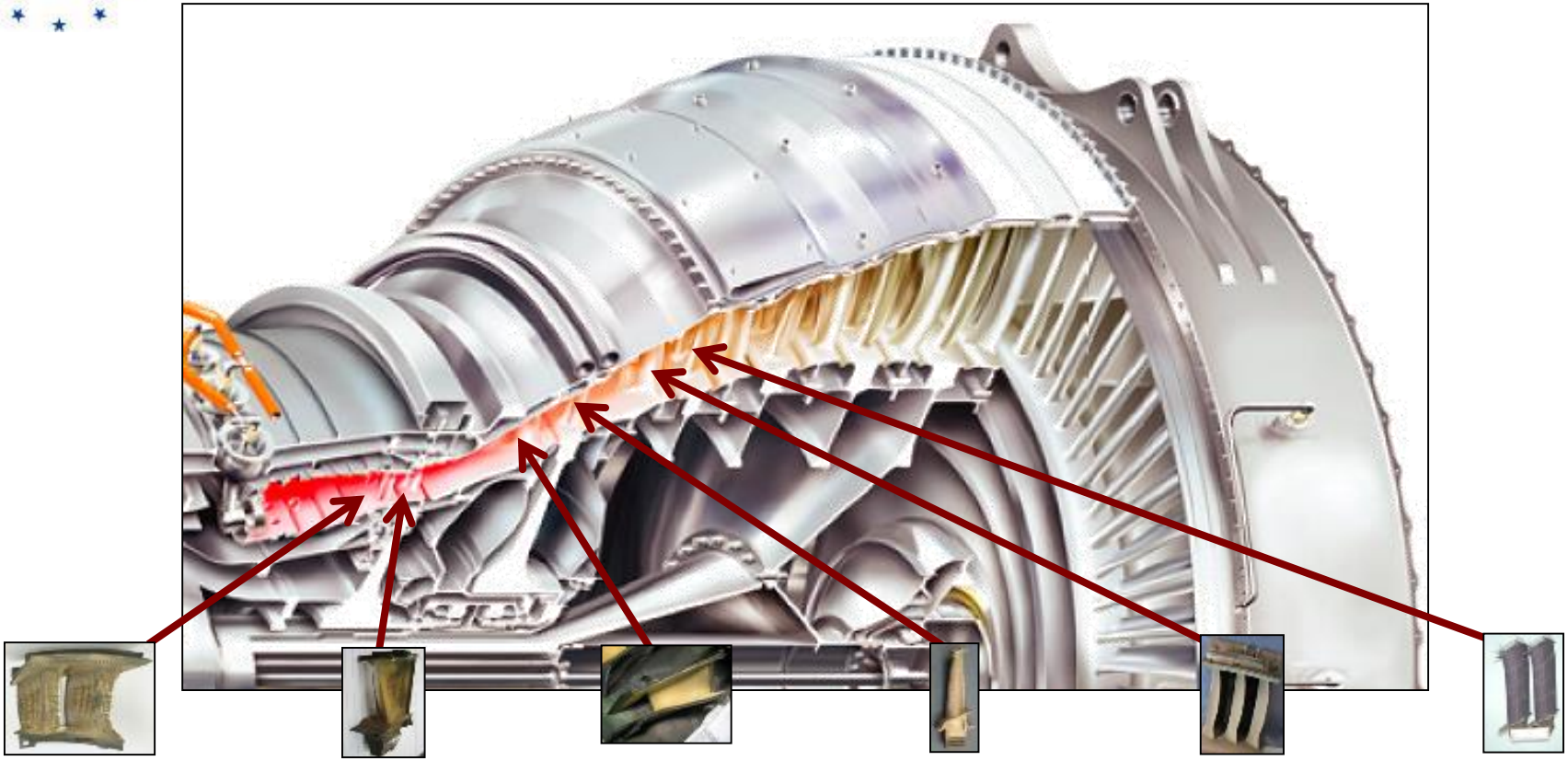
Tay

BR 715

RB 211-524

RB 211-535


journey through a jet engine
Rolls-Royce
CLOSE
temperature
0°C
pressure
Low
rpm
0 rpm
air speed
0 mph
material
use the red bar to control the animation
click to play the section again
suck
squeeze
bang
blow



Item	Value
Component	HPNGV
Speed, (rpm)	0
Gas Temp, (°C)	1700

Item	Value
Component	HPTB
Speed, (rpm)	12000
Gas Temp, (°C)	1600

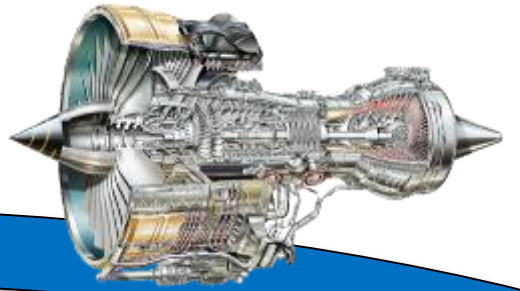
Item	Value
Component	IPNGV
Speed, (rpm)	0
Gas Temp, (°C)	1300

Item	Value
Component	IPTB
Speed, (rpm)	8000
Gas Temp, (°C)	1300

Item	Value
Component	LPNGV
Speed, (rpm)	0
Gas Temp, (°C)	1000

Item	Value
Component	LPTB
Speed, (rpm)	3000
Gas Temp, (°C)	1000

EMA data Strictly private



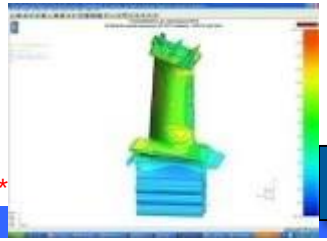
Catena di fornitura complessa

Fornitori Specializzati:
Lav. Macchina, coating

Skill multidisciplinare

Processi Complessi investment casting

Design di avanguardia



Costo elevato dei materiali

Sfide tecnologiche, vincoli e opportunità

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

QUALI SONO I BISOGNI DA SODDISFARE? Caso Aeronautico

Obiettivi e contributi chiave	2000 (Riferimento)	2020 (Vision e SRA europea)	2020 (SRIA europea)	2035 (SRIA europea)	2050 (SRIA europea)
Obiettivo CO_2 vs 2000 (2020: da Vision 2020 - 2050: da FP 2050)		-50%**			-75%**
Obiettivo CO_2 vs 2000 (kg/pass km)*		-50%	-43%	-60%	-75%
Fabbisogno energetico del velivolo (efficienza)	1	0,75	0,8	0,7	0,32
Fabbisogno energetico propulsore e sistemi di potenza (efficienza)	1	0,8	0,8	0,7	
ATM ed infrastrutture	1	0,88	0,93	0,88	0,88
Carburanti alternativi Operazioni delle aerolinee	1	0,96	0,96	0,93	0,88

* Confronto con velivolo da trasporto di analoga capacità e su analoga missione in termini di distanza e carico pagante

** Obiettivi 2020 indicati dalla SRA 1 europea in linea con la Vision 2020 considerando i contributi di velivolo, motore, ATM e carburanti alternativi

Emissioni di NO_x
2020: -80% rispetto al 2000
2050: -90% rispetto al 2000

Emissioni di rumore
2050: -65% rispetto al 2000 (-15dB) (ala fissa + rotante)

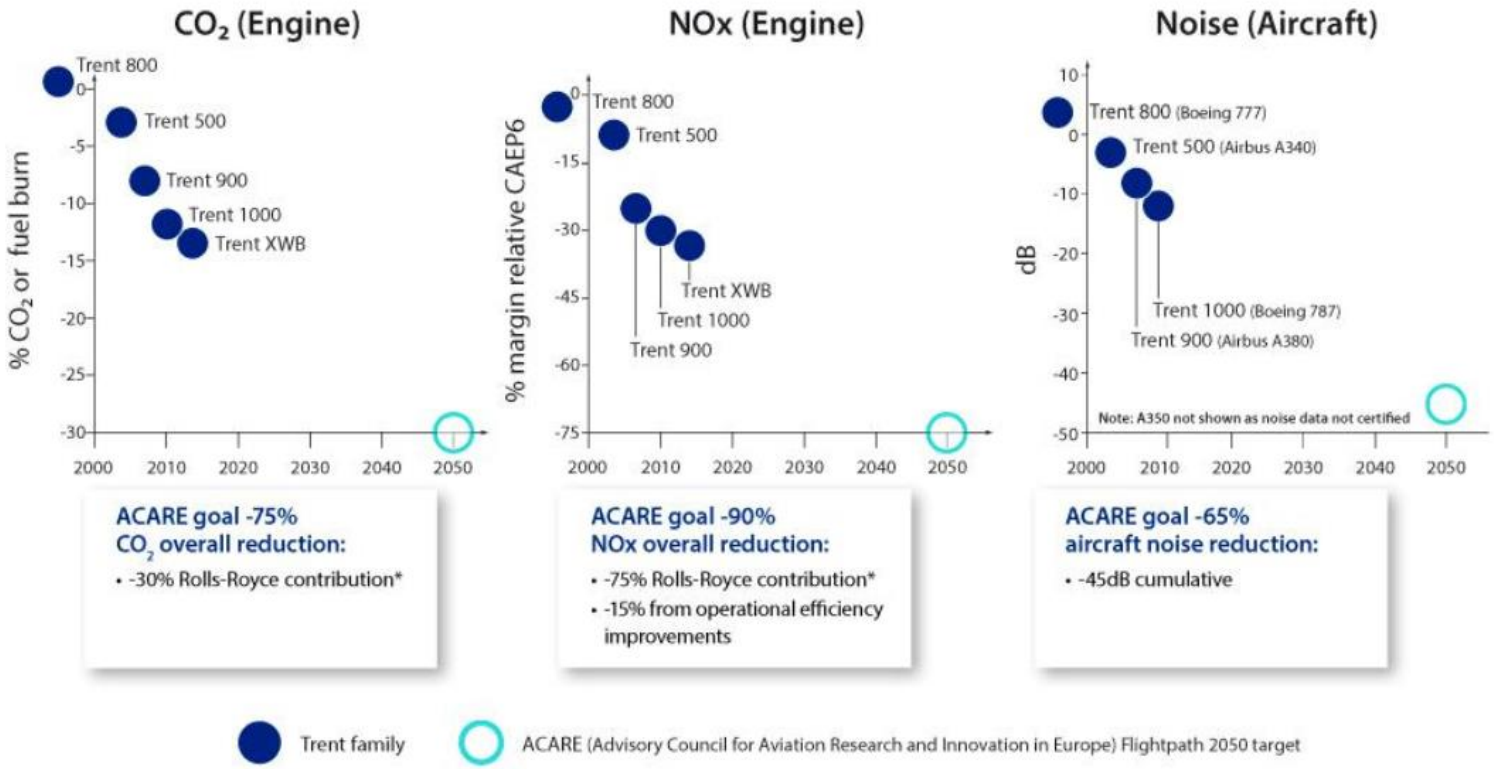
Fonte: «Strategic Research & Innovation Agenda – Italia Volume 1 Marzo 2014» Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

QUALI SONO I BISOGNI DA SODDISFARE? I MOTORI ROLLS-ROYCE CLASSE TRENT

2050 environmental goals



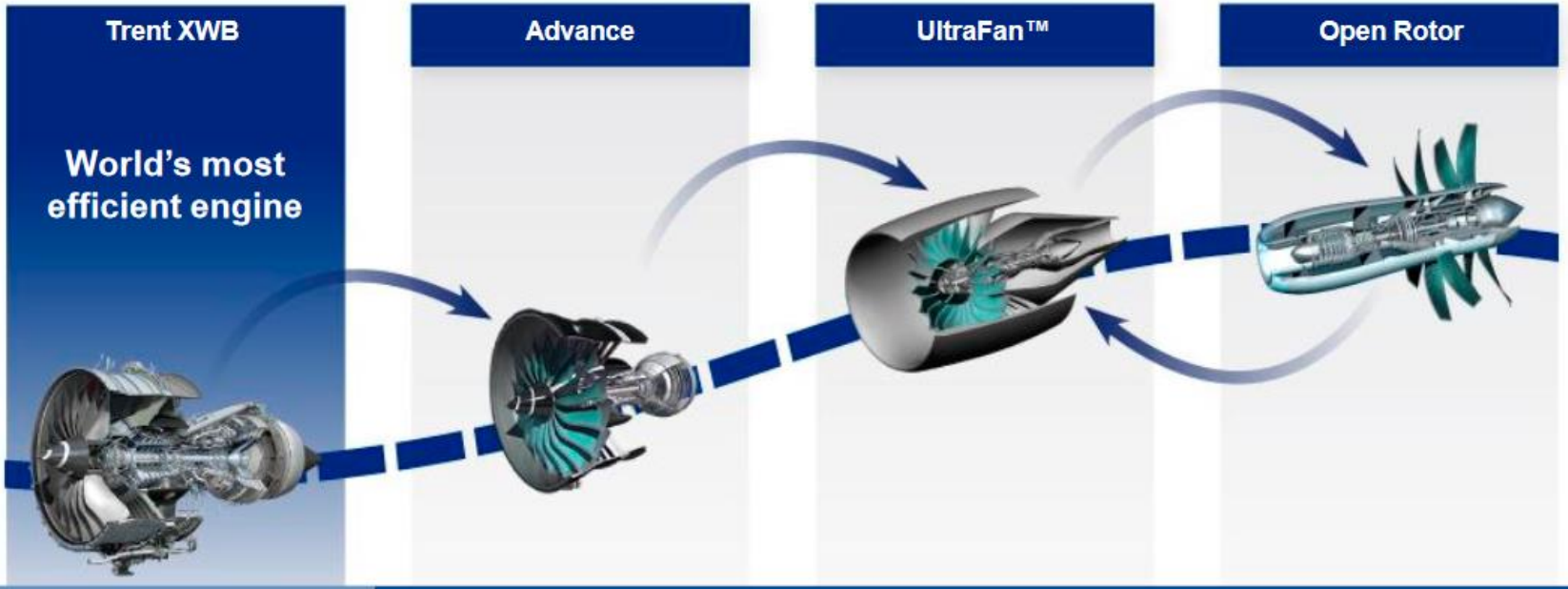
*Rolls-Royce provisional estimate - definitive ACARE level TBD

Fonte Future large civil aircraft propulsion Evolution or revolution? Professor Ric Parker CBE, FREng Director of Research & Technology, Rolls-Royce
3 March 2015 DaVinci Symposium Aula Congress Centre of the Delft University of Technology

QUALI SONO I BISOGNI DA SODDISFARE? I MOTORI ROLLS-ROYCE CLASSE TRENT

Fonte: Better Power for a changing world: Next Generation EnginesMark Thomas CEng FRAeS Chief Engineer – Technology and Future Programmes

Product evolution



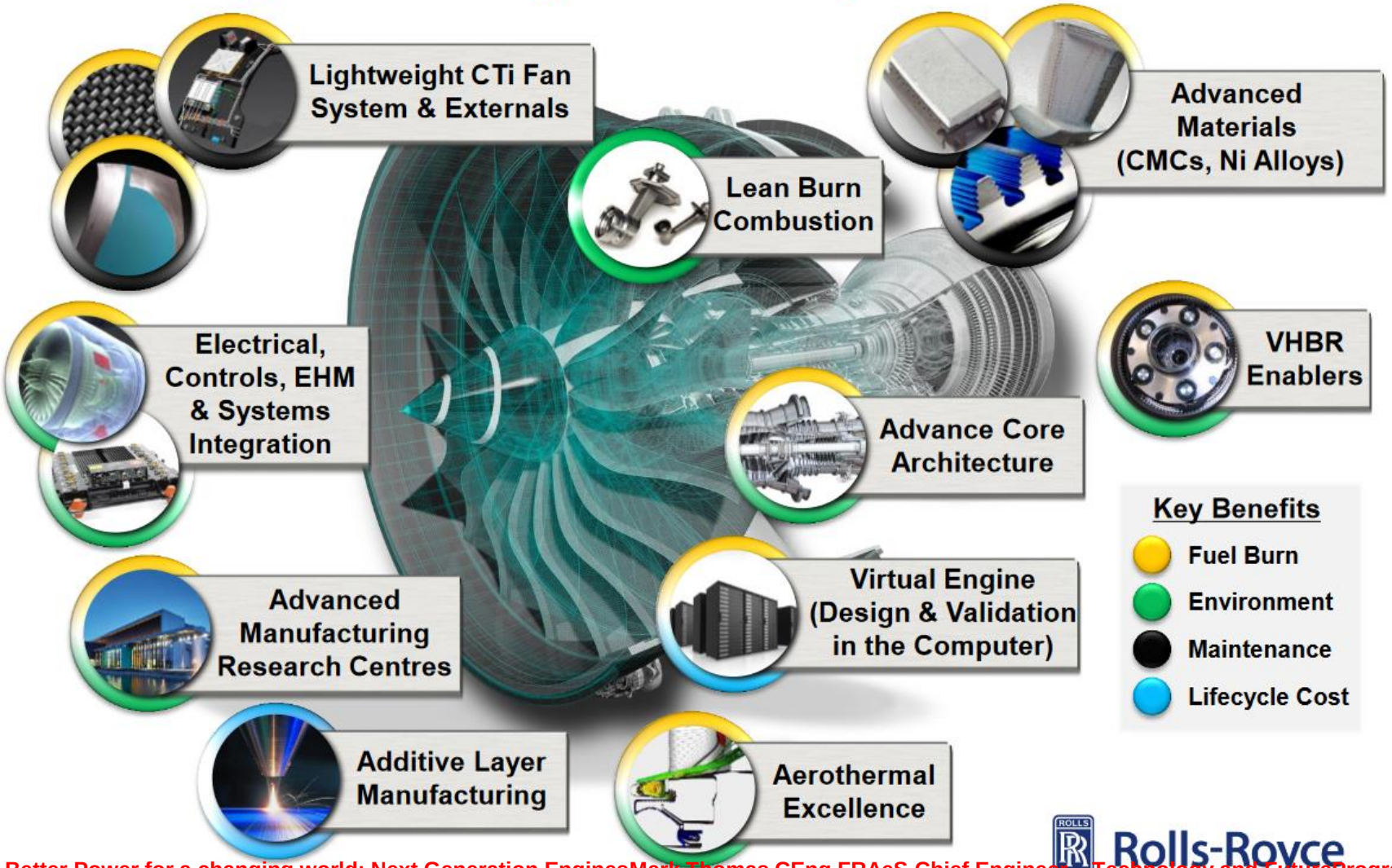
	Trent XWB	Advance	UltraFan™	Open Rotor
Technology EIS Readiness		2020+	2025+	Airframe Dependant
Bypass Ratio		11:1+	15:1+	50:1+
Overall Pressure Ratio		60:1+	70:1+	70:1+
Eff relative to Trent 700		20%+	25%+	30%+

Il ruolo dei materiali: leghe, compositi a matrice ceramica, intermetallici

EMA Data - Strictly Private

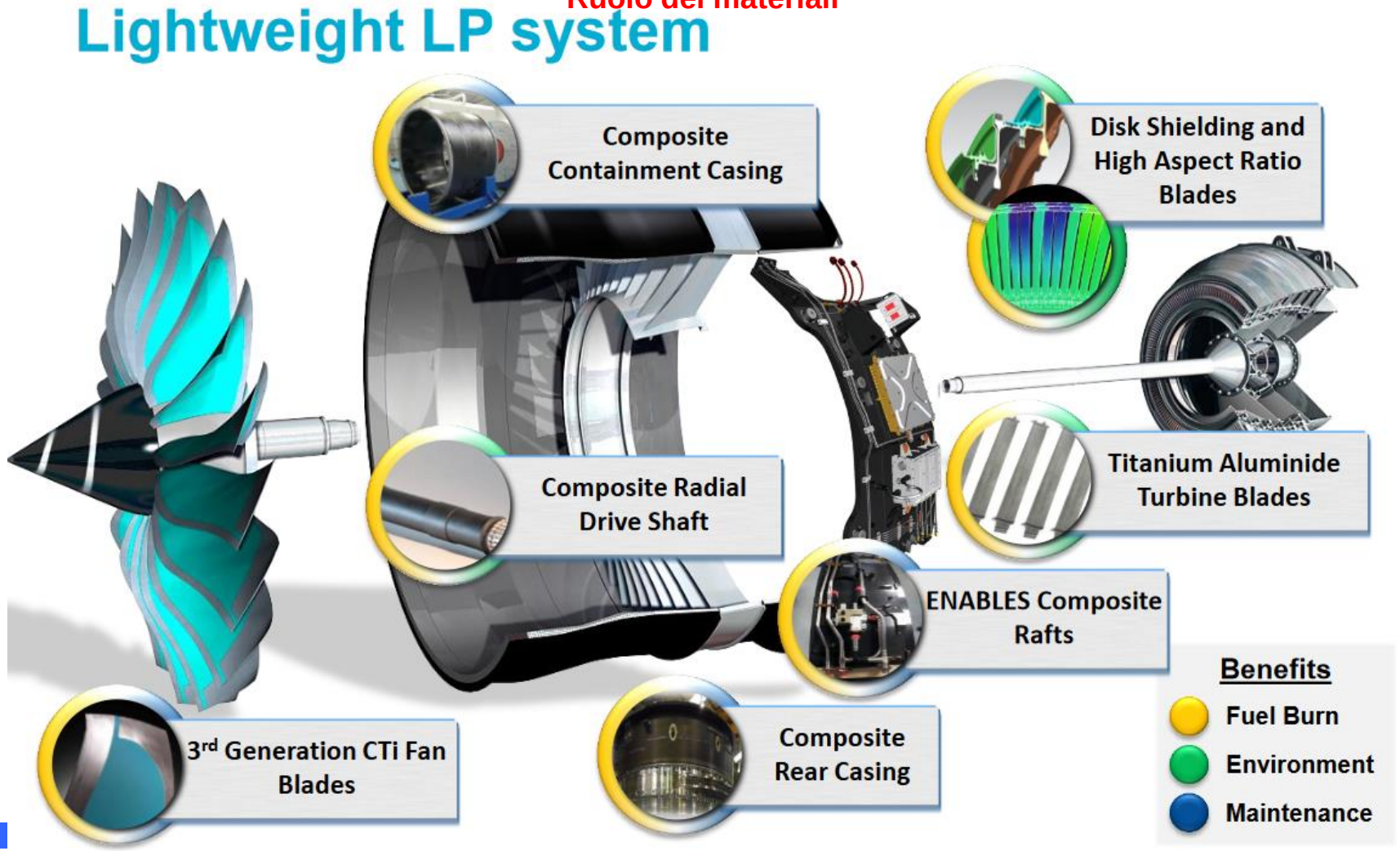
Part of the Rolls-Royce Group

Leading technologies and capabilities



Fonte: Better Power for a changing world: Next Generation EnginesMark Thomas CEng FRAeS Chief Engineer Technology and FutureProgrammes

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali

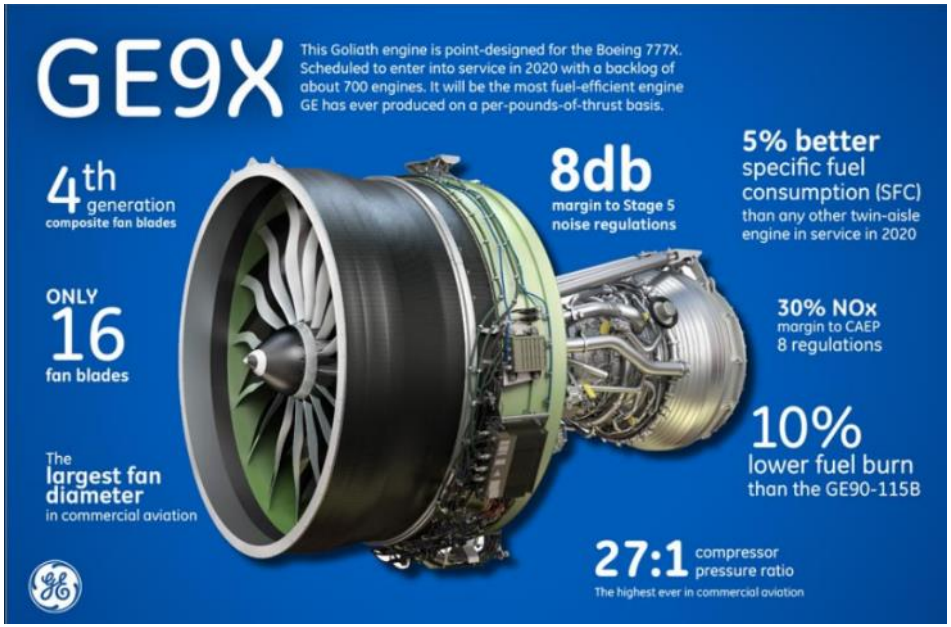


Composito Carbonio/Titanio =
-700kg per motore, -20% consumi
advanced low-pressure system (ALPS)

Fonte: Green Propulsion Innovation and Roadmaps
Dr. Mark Pacey, Chief Engineer SAGE3
22 October 2013

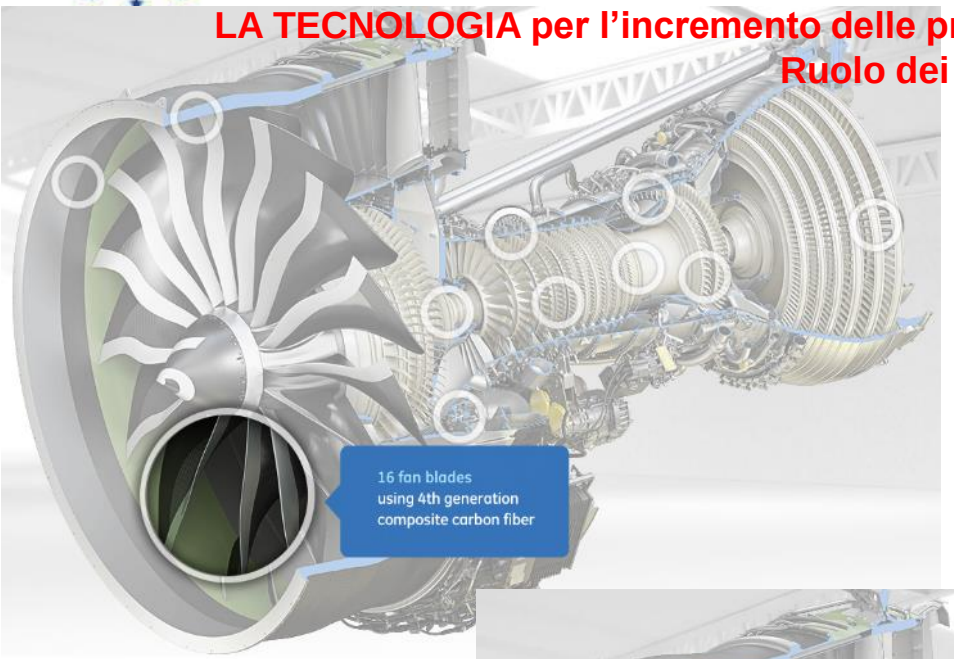
Rolls-Royce

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali



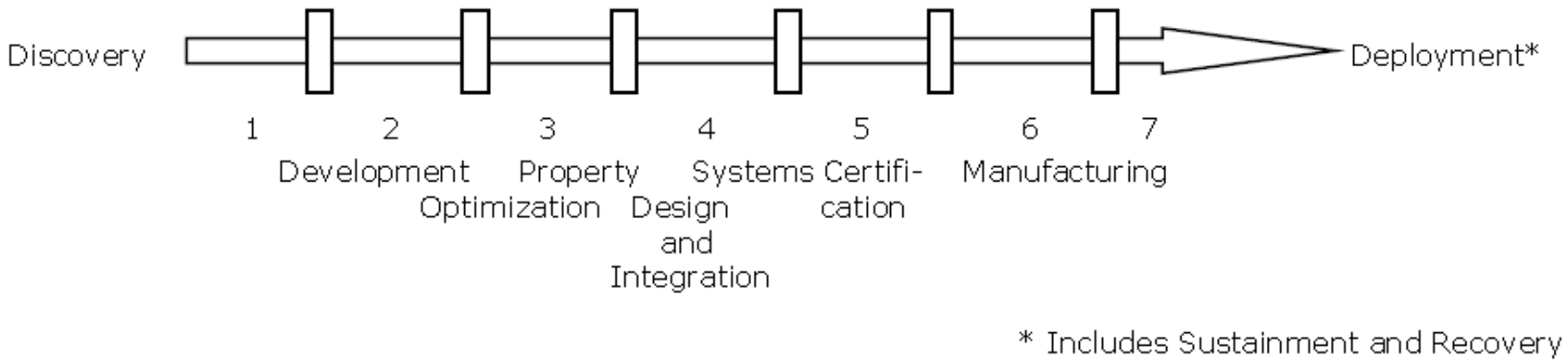
Fonte: GE9X immagini da internet

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali



Fonte http://www.geaviation.com/newengine/overview.html

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali



Tempo di sviluppo per i nuovi materiali tra 10 e 20 anni*

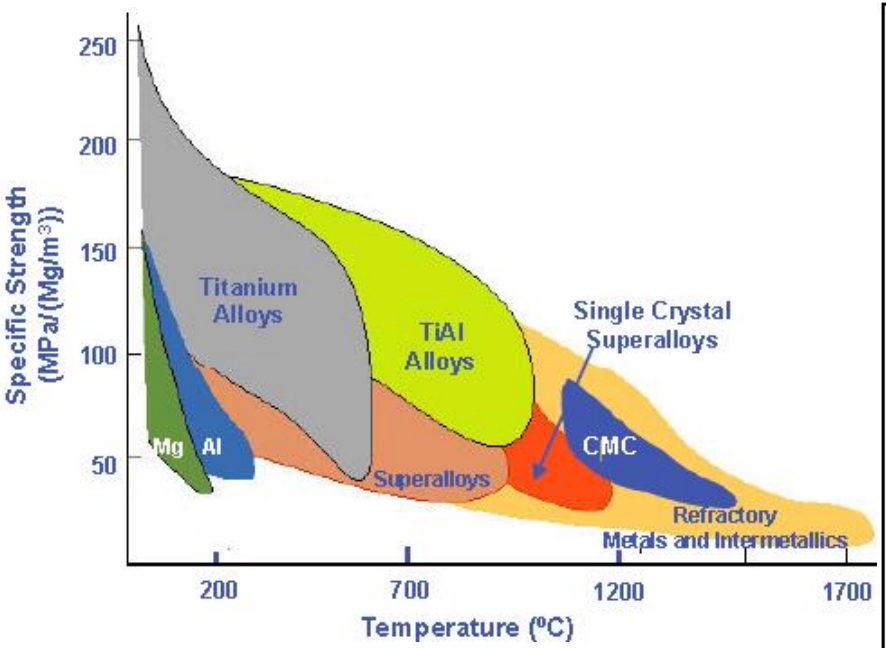
Oggetto di studio nell'area della metallurgia per l'aerospazio: corrosione, tolleranza al danno, rapporto peso/resistenza, resistenza termica, e problematiche di produzione

Sforzi notevoli verso l'Additive Manufacturing**

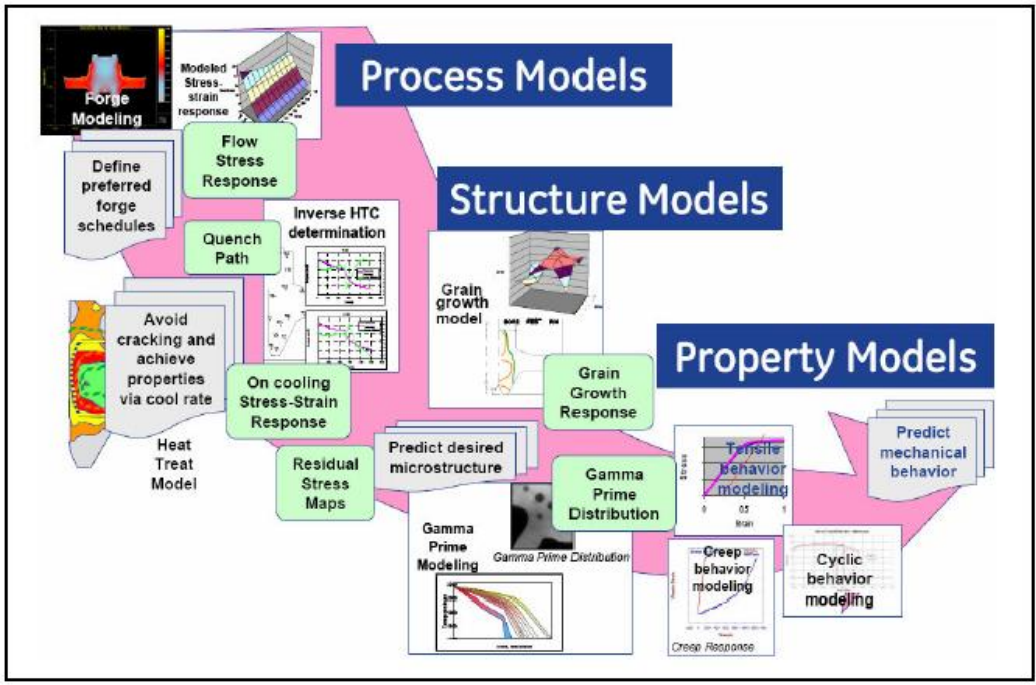
Drivers ACARE: riduzione della massa, aumento delle capability termiche, riduzione dei costi*.**

Fonte Metallurgy made in and for Europe - The Perspective of Producers and End-Users Roadmap, European Commission 2014 pagg 12*, 18**, 24***

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali



Utilizzo dei materiali alle diverse temperature



Sviluppo dei materiali

Fonte: Superalloy Technology–A Perspective on Critical Innovations for Turbine Engines - Robert Schafrik[1,a] and Robert Sprague[2,b]
[1]GE Aviation, Materials & Process Engineering Department, 1 Neumann Way, M/D H85, Cincinnati, OH 45241, USA arobert.schafrik@ge.com
[2]GE Aviation, Materials & Process Engineering Department, retired brobert.sprague@mac.com

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali

Aumento della temperatura di esercizio

Tale obiettivo si persegue principalmente attraverso:

- il design di materiali innovativi (leghe con più alto contenuto di refrattari, ceramici strutturali, intermetallici e compositi), con relativa implementazione dei processi di produzione;
- nuovi rivestimenti protettivi, più efficaci e adatti ai materiali sottostanti.
- la progettazione di sistemi di raffreddamento più efficienti;

EMA Data - Strictly Private
Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
Ruolo dei materiali

Aumento della temperatura di esercizio

Diverse famiglie di materiali sono state sviluppate per avere una crescita significativa (>150°C) nelle temperature di esercizio in turbine, partendo dale superleghe base Ni, fino a temperature di circa 1150°C.

Altri materiali, refractory metal (RM, specialmente Mo e Nb) legati con Si a comporre siliciuri, e ceramici non ossidici quali il nitruro di silicio offrono proprietà interessanti per l'utilizzo in future turbine.

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
TEMATICHE METALLURGICHE PRIORITARIE E TOPICS PER HORIZON 2020*

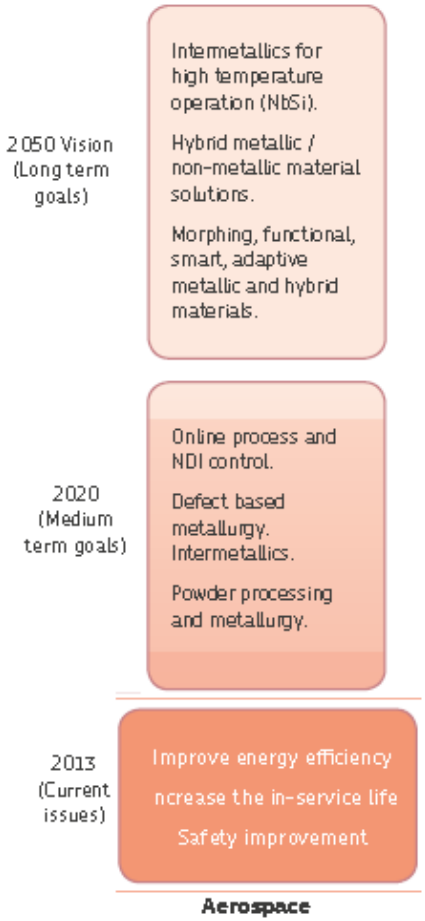
Manifattura additiva, metallurgia delle polveri

Rivestimenti più efficienti e sottili, estensione della vita in esercizio

Superleghe con maggiore stabilità per alte T, saldabilità

Intermetallici: TiAl (estensione della T da 550°C a 800-900°C mediante Nb, Mn). NbSi per 1300°C<T<1500°C per LP turbines
Ma…gli intermetallici Al-Ni difficili per cast, weld, form, machine…
Riduzione dei costi

Aeronautics and Air Transport, (Clean Sky) JTI
Factories of the future, (FoF), PPP
Resource-efficient Processing Industry, (SPIRE), PPP



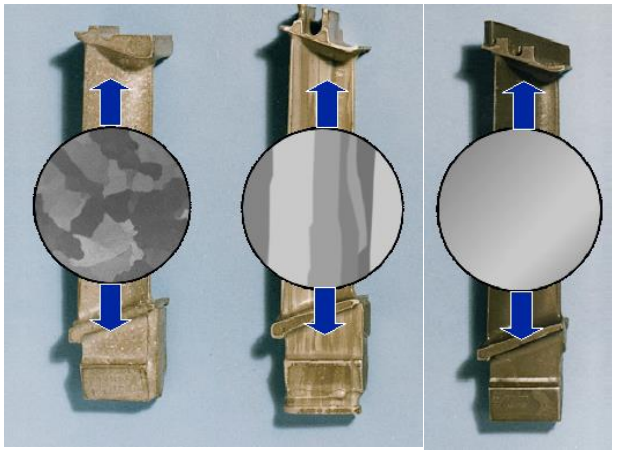
Fonte Metallurgy made in and for Europe - The Perspective of Producers and End-Users Roadmap, European Commission 2014 pagg 29-37

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA: I TRE TIPI DI SOLIDIFICAZIONE

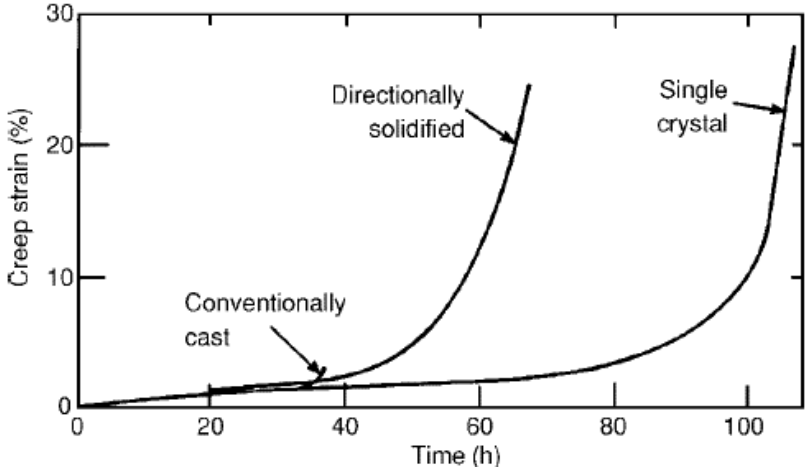
EMA produce componenti in superlega per le turbine industriali ed aeronautiche utilizzando la tecnologia di solidificazione equiassica (eqx), solidificazione direzionale (DS) e a singolo cristallo (SX).



I componenti hanno:

- bassissime tolleranze dimensionali, geomerie esterne complesse, geometrie interne complesse ed eccellente finitura superficiale.

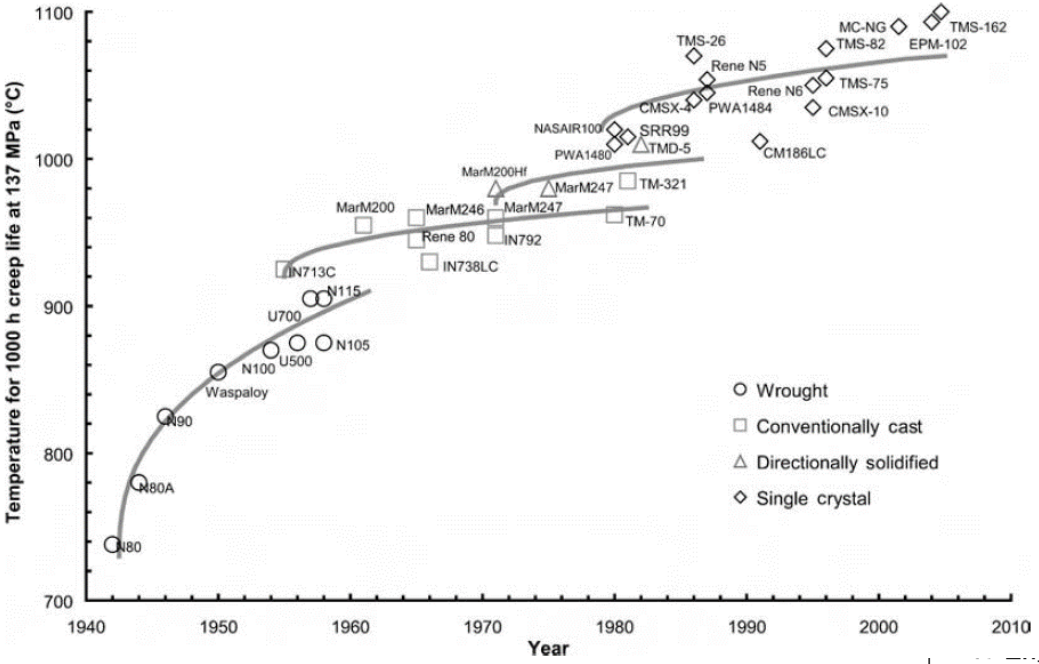
- caratteristiche metallurgiche (microstruttura, porosità) che rispondono e soddisfano i requisiti del cliente.

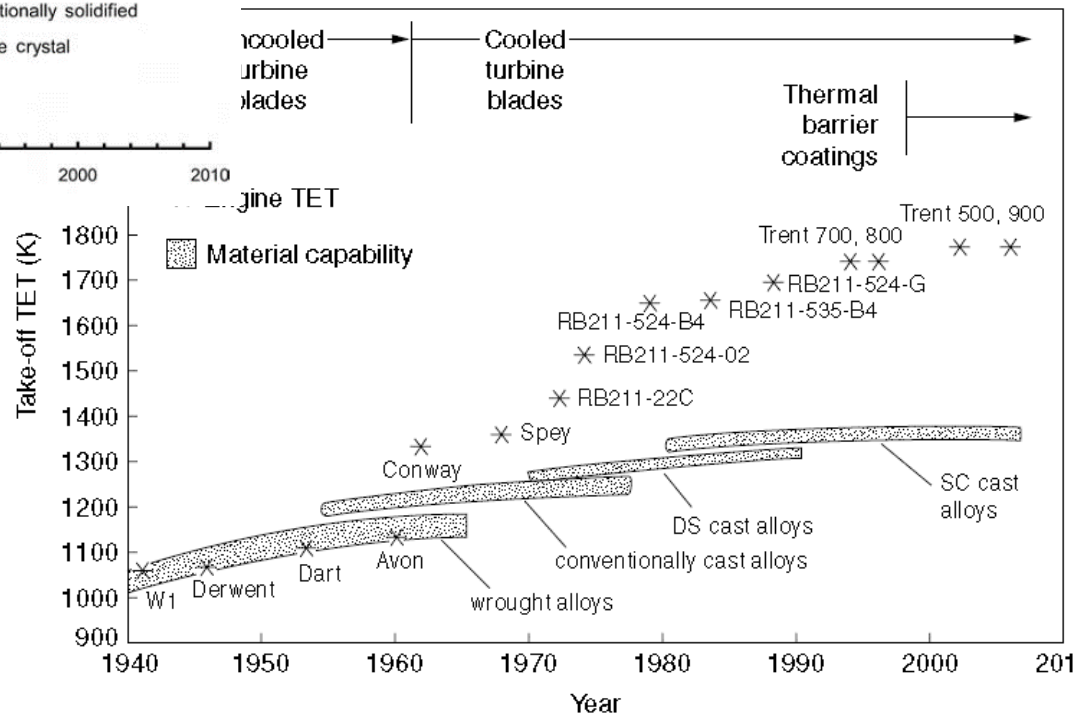


Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

SEMINARI INTERDISCIPLINARI DI CULTURA AERONAUTICA - III Ciclo
I MOTORI AERONAUTICI DI NUOVA GENERAZIONE

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
TET CAPABILITY PER MOTORI CIVILI ROLLS-ROYCE

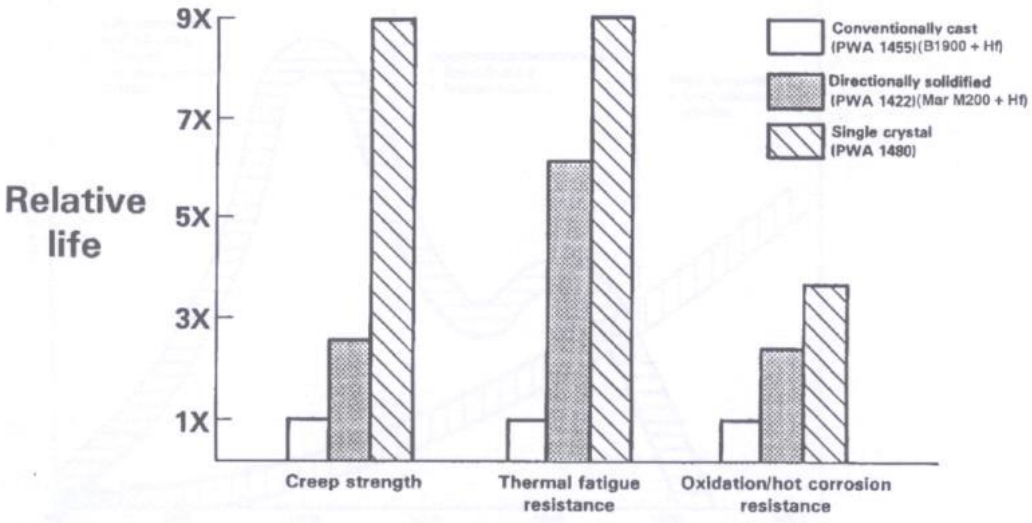




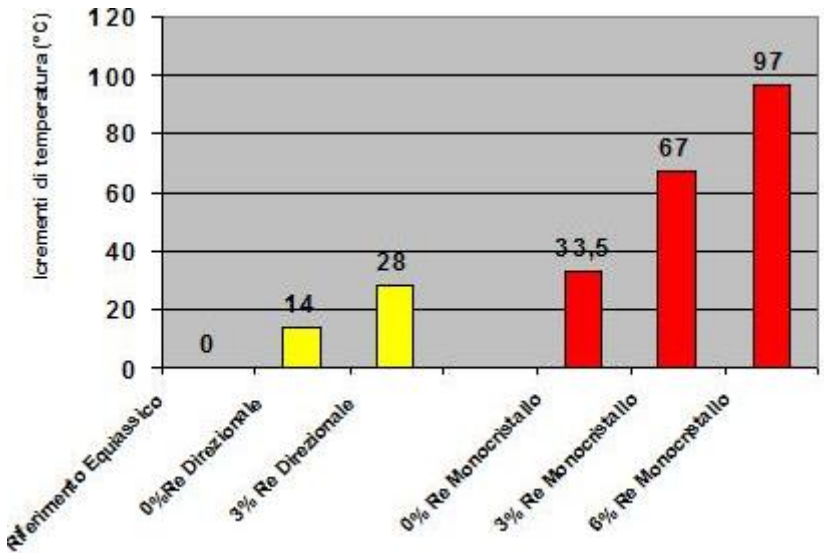
Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Re

EMA Data Security Private

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
PROCESSABILITA' vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA



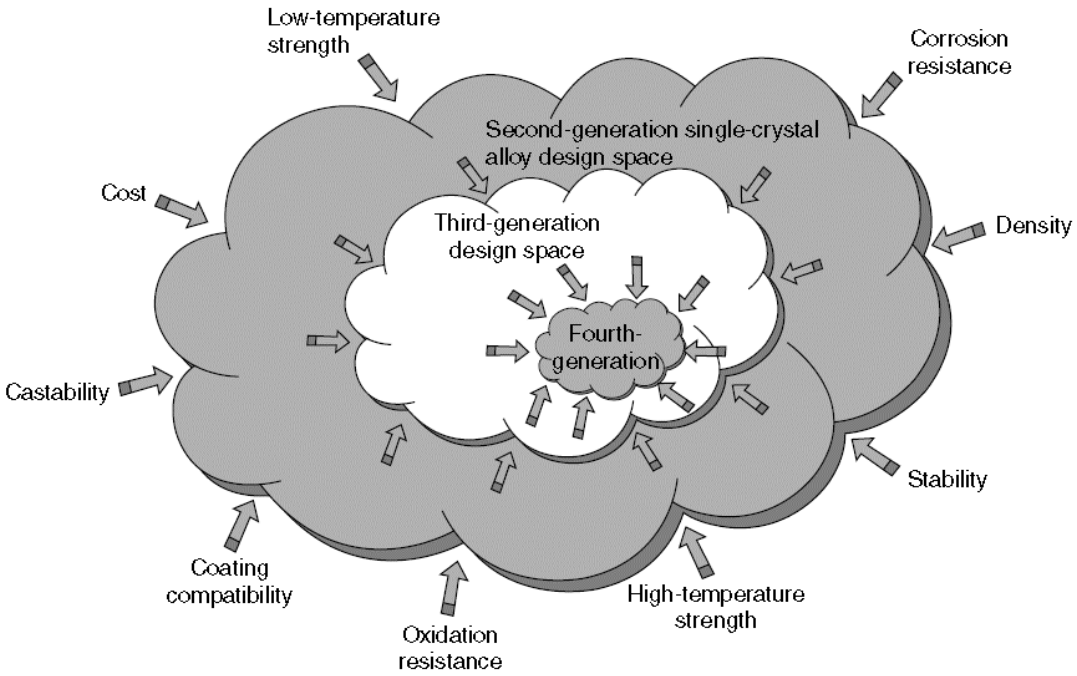
Confronto tra leghe equiassiche, direzionali e monocristallo (Cr costante)



Incremento di temperatura in varie tipologie di lega e in funzione del contenuto di Re: i dati in tabella sono relativi a test di stress rupture condotti a 982°C e 248 MPa

Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI TREND



Sfide tecnologiche per leghe equiassiche, direzionali e monocristallo

Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

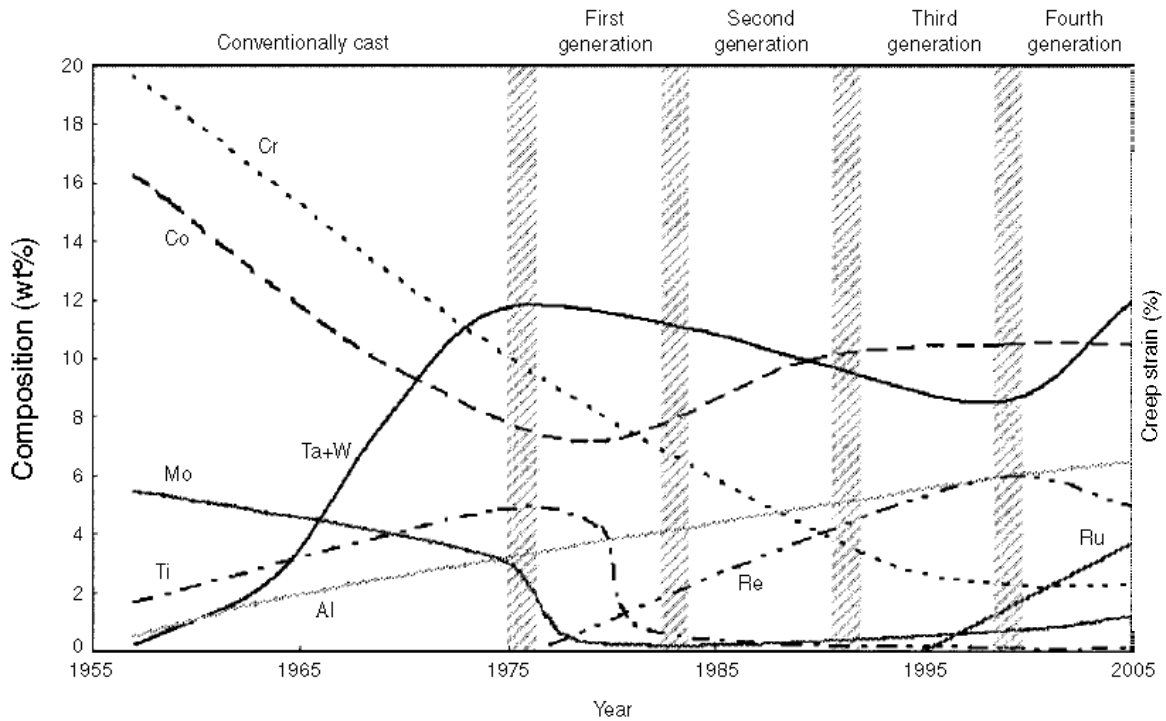
EMA Data - Strictly Private

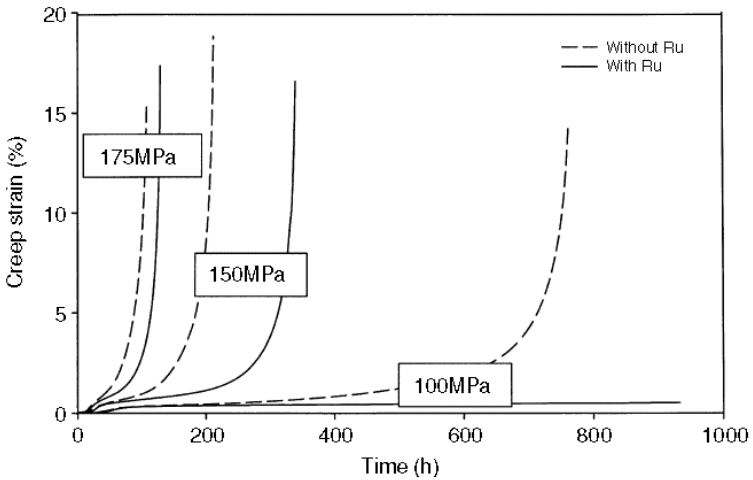
LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
RUOLO DEGLI ELEMENTI

ELEMENTO	INDURIMENTO DELLA MATRICE	AUMENTO FRAZIONE γ'	SPECIE A BORDOGRANO	ALTRI EFFETTI
Cr	Moderato	Moderato	M23C6 e M7C3	Migliora la resistenza a corrosione; promuove fase TCP
Mo	Alto	Moderato	M6C e MC	Aumenta la densità
W	Alto	Moderato	NbC	Promuove le fasi TCP, s e m (Mo, W)
Ta	Alto	Grande	TiC	.
Nb	Alto	Grande	.	Promuove fasi γ' e δ
Ti	Moderato	Molto grande	.	Aumenta la resistenza all'ossidazione
Al	Moderato	Molto grande	.	.
Fe	.	γ' -> β, η, γ' oppure δ	.	Diminuisce la resistenza all'ossidazione; promuove fasi TCP
Co	Minimo	Moderato in alcune leghe	.	Aumenta la frazione di *solidus*
Re	Moderato	.	.	Aumenta *misfit*
C	Moderato	.	Carburi	.
B, Zr	Moderato			Inibisce *coarsening* dei carburi; aumenta la resist. *creep* e la duttilità

Fonte didattica.uniroma2.it/assets/uploads/corsi/141820/Lezione_20.pdf

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
RUOLO DEGLI ELEMENTI vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA





Proportions of γ'-forming elements such as Al, Ti and Ta should be high, such that the γ' fraction is ~70%.

The composition of the alloy must be chosen such that the γ/γ' lattice misfit is small; this minimises the γ/γ' interfacial energy so that γ' coarsening is restricted.

Concentrations of creep-strengthening elements, particularly Re, W, Ta, Mo and Ru, must be significant but not so great that precipitation of topologically close-packed (TCP) phases is promoted.

Ordine degli elementi per il rafforzamento al creep
Co → Cr → Ta → W → Re

Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
RUOLO DEGLI ELEMENTI vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA
IMPORTANZA DEI METALLI REFRATTARI

I metalli refrattari sono caratterizzati da:

- $T_{fusione}$ estremamente alta;
- Eccellente resistenza tensile alle elevate temperature;
- Eccezionale resistenza alla corrosione;
- Ottima resistenza all'usura e all'abrasione;
- Alta resistenza agli shock termici, buona conducibilità termica ed elettrica, durezza.

Solitamente vengono considerati refrattari i metalli che fondono a temperature superiori ai 1850°C

Metal	Melting Point, °C	Boiling Point, °C	Crystal Structure[a]	Density, g/cm³	Thermal Conductivity, cal/(cm² sec)(°C/cm)	Electrical Resistivity, microhm-cm at 20°C	Heat Capacity, cal/g at 20°C	Coefficient of Linear Expansion, 10^{-6}/°C, near 20°C
W	3410	6700	BCC	19.3	0.48	5.5	0.032	4.5
Re	3180	5630	HCP	21.0	0.17	19.3	0.033	6.7
Os	3000	5500	HCP	22.5	...	9.5	0.031	6.6
Ta	2996	6100	BCC	16.6	0.13	13.5	0.033	6.6
Mo	2610	4800	BCC	10.2	0.35	5.21	0.061	5.4
Ir	2442	5300	FCC	22.4	0.35	5.3	0.032	6.5
Nb	2415	3300	BCC	8.56	0.125	14.8	0.065	7.1
Ru	2250	4900	HCP	12.2	...	9.5	0.058	9.6
Hf	1975	5400	HCP[b]	13.36	0.053	30	0.035	6.0
Rh	1960	4500	FCC	12.4	0.36	4.7	0.059	8.5
V	1900	3350	BCC	6.11	0.074	24.8	0.119	9.7
Cr	1875	2469	BCC	7.20	0.16	12.8	0.107	6.2

[a] BCC designates body-centered cubic; HCP, hexagonal close packed; FCC, face-centered cubic.
[b] HCP lattice transforms to BCC at 1750°C.

Proprietà termofisiche dei metalli refrattari

EMA Data - Strictly Private
Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI PROCESSABILITA' vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA

Alloy Generations		Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Hf	Re	Ru	ρ
2nd	CMSX-4	6.5	9.0	0.6	6.0	5.6	1.0	6.5	0.1	3.0	-	8.70
	PWA1484	5.0	10.0	2.0	6.0	5.6	-	9.0	0.1	3.0	-	8.95
	Rene' N5	7.0	8.0	2.0	5.0	6.2	-	7.0	0.2	3.0	-	8.63
3rd	Rene' N6	4.2	12.5	1.4	6.0	5.75	-	7.2	0.15	5.4	-	8.98
	CMSX-10	2.0	3.0	0.4	5.0	5.7	0.2	8.0	0.03	6.0	-	9.05
	TMS-75	3.0	12.0	2.0	6.0	6.0	-	6.0	0.1	5.0	-	8.89
4th	MX-4/PWA1497	2.0	16.5	2.0	6.0	5.6	-	8.3	0.15	6.0	3.0	9.20
	MC-NG	4.0	0	1.0	5.0	6.0	0.5	5.0	0.1	4.0	4.0	8.75
	TMS-138	3.2	5.8	2.9	5.9	5.8	-	5.6	0.1	5.0	2.0	8.95
	TMS-138A	3.2	5.8	2.9	5.6	5.7	-	5.6	0.1	5.8	3.6	9.01
5th	TMS-162	3.0	5.8	3.9	5.8	5.8	-	5.6	0.1	4.9	6.0	9.04
	TMS-173	3.0	5.6	2.8	5.6	5.6	-	5.6	0.1	6.9	5.0	9.11
	TMS-196	4.6	5.6	2.4	5.0	5.6	-	5.6	0.1	6.4	5.0	9.01

Fonte: A 5th GENERATION SC SUPERALLOY WITH BALANCED HIGH TEMPERATURE PROPERTIES AND PROCESSABILITY, SUPERALLOS 2008, Akihiro SATO,1, 2 Hiroshi HARADA,1 An-Chou YEH,1 Kyoko KAWAGISHI,1 Toshiharu KOBAYASHI,1 Yutaka KOIZUMI,1 Tadaharu YOKOKAWA,1 and J-X.ZHANG,1, 3

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI PROCESSABILITA' vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA

Leghe di 4° generazione: contengono 2–3 wt% Ru che blocca la precipitazione della fase TCP e migliora la stabilità microstrutturale → aumento di 30/40°C sulla resistenza a creep ad alta temperature rispetto alle leghe di 3° generazione

Leghe di 5° generazione: ottimizzazione delle leghe precedent. In particolare il contenuto di Ru accresciuto fino a 5–6wt%, ottimizzato il reticolo tra γ e γ' per inibire la migrazione delle dislocazioni sotto stress e così aumentando le proprietà a creep rispetto alle leghe di 4° generazione.

Ma….a causa della presenza di elementi refrattari, vi è una minore resistenza all'ossidazione rispetto a leghe di 2° e 3° generazione → si deve migliorare tale aspetto → studio della 6° generazione con elevate resistenza al creep e all'ossidazione (es. TMS-238, sulla base del TMS-196)

Inoltre… le leghe di 4° e 5° generazione hanno costi più elevati, castability più complcata e densità più elevate

Fonte: DEVELOPMENT OF AN OXIDATION-RESISTANT HIGH-STRENGTH SIXTHGENERATION SINGLE-CRYSTAL SUPERALLOY TMS-238, SUPERALLOYS 2012, 12TH SYMPOSIUM Kyoko Kawagishi1, An-Chou Yeh2,3, Tadaharu Yokokawa1, Toshiharu Kobayashi2, Yutaka Koizumi2 and Hiroshi Harada2

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI PROCESSABILITA' vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA

NIMS, JAPAN: Alloy Design Program

RISULTATI

La lega di 5° generazione TMS-196 (maggiore contenuto di Ru, Re e Cr rispetto alla 4° generazione) ha:

1. una microstruttura molto stabile anche dopo 1000h creep @ 1100°C;
2. Ottime proprietà a fatica e creep;
3. Eccellente SC "castability*", simile a quelle di leghe di 2° generazione

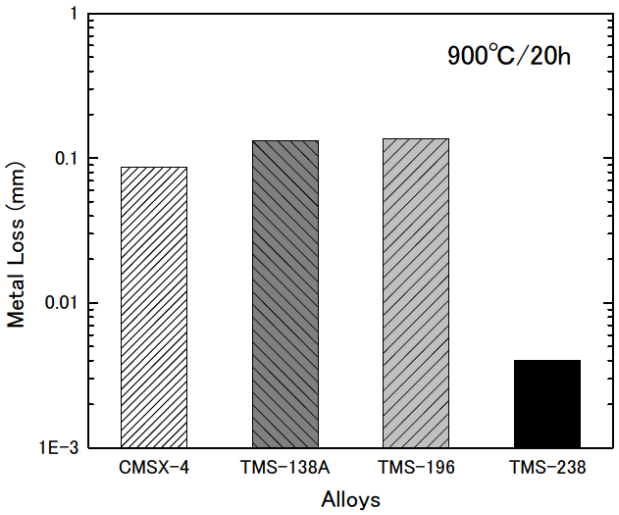
* Castability: capacità di utilizzare in modo proficuo il processo per ottenere una pala di turbina conforme.

- Processo competitivo per tempi, costi e rendimento;
- Specifiche di accettazione (capacità di tollerare i difetti della matrice cristallina) e dunque produttività;
- Costo della lega, costo degli scarti

Fonte: A 5th GENERATION SC SUPERALLOY WITH BALANCED HIGH TEMPERATURE PROPERTIES AND PROCESSABILITY, SUPERALLOS 2008, Akihiro SATO,1, 2 Hiroshi HARADA,1 An-Chou YEH,1 Kyoko KAWAGISHI,1 Toshiharu KOBAYASHI,1 Yutaka KOIZUMI,1 Tadaharu YOKOKAWA,1 and J-X.ZHANG,1, 3

SEMINARI INTERDISCIPLINARI DI CULTURA AERONAUTICA - III Ciclo
I MOTORI AERONAUTICI DI NUOVA GENERAZIONE

LA TECNOLOGIA: ALLOY DESIGN PER LEGHE SEMPRE PIU' PERFORMANTI
PROCESSABILITA' vs PROPRIETA' AD ALTA TEMPERATURA



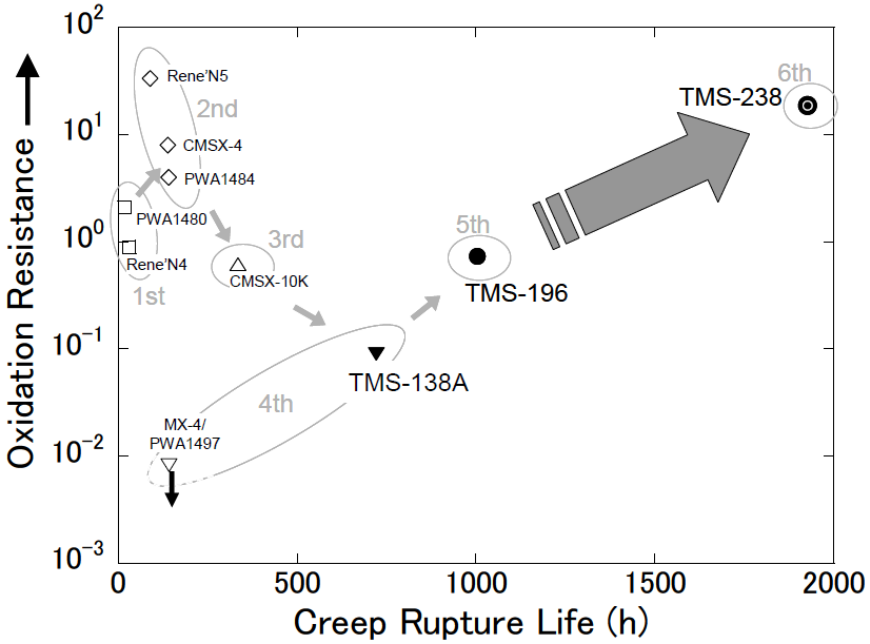


Figure 6. Graph showing comparisons among alloys in terms of a combination of 1100°C/137 MPa creep and 1100°C oxidation resistances.

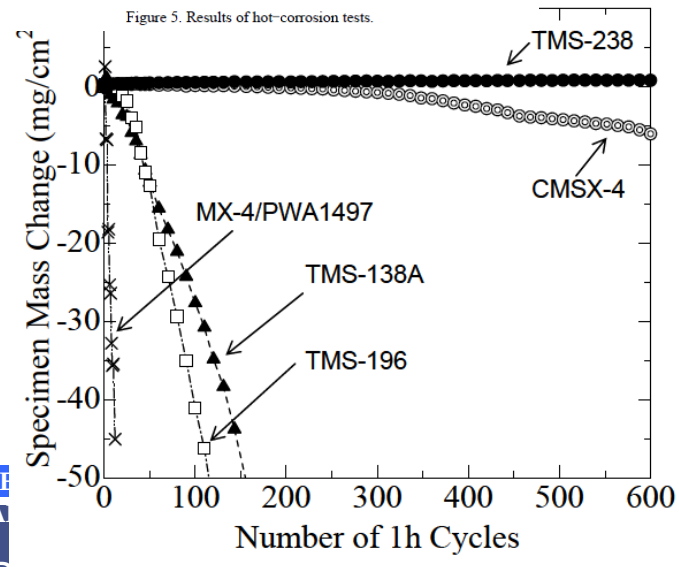


Figure 5. Results of hot-corrosion tests.

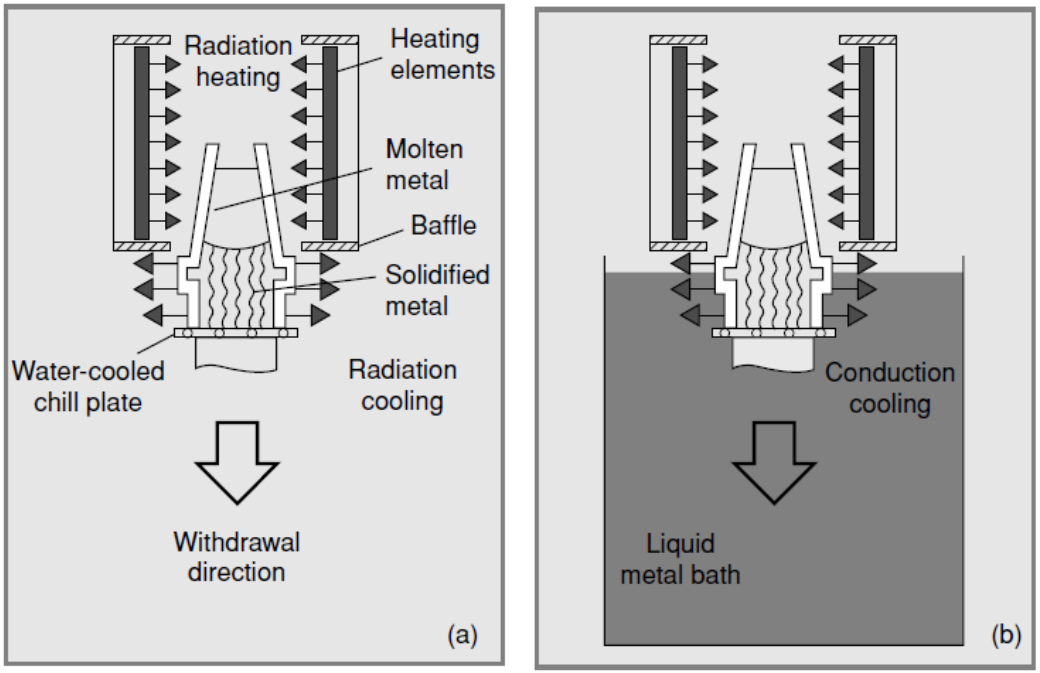
Figure 3. Results of 1100°C cyclic oxidation tests.

Ottimizzazione delle proprietà meccaniche e di resitenza all'ossidazione:
confronto con leghe tradizionali

Fonte: DE -STRENGTH SIXTHGENERATION SINGLE-CRYSTAL SUPERALLOY TMS-238, SUPERA Chou Yeh2,3, Tadaharu Yokokawa1, Toshiharu Kobayashi2, Yutaka Koizumi2 and Hiroshi Harada2

le nuove metodologie di fabbricazione

LA TECNOLOGIA: IL PROCESSO FUSORIO (e la sua modellazione)



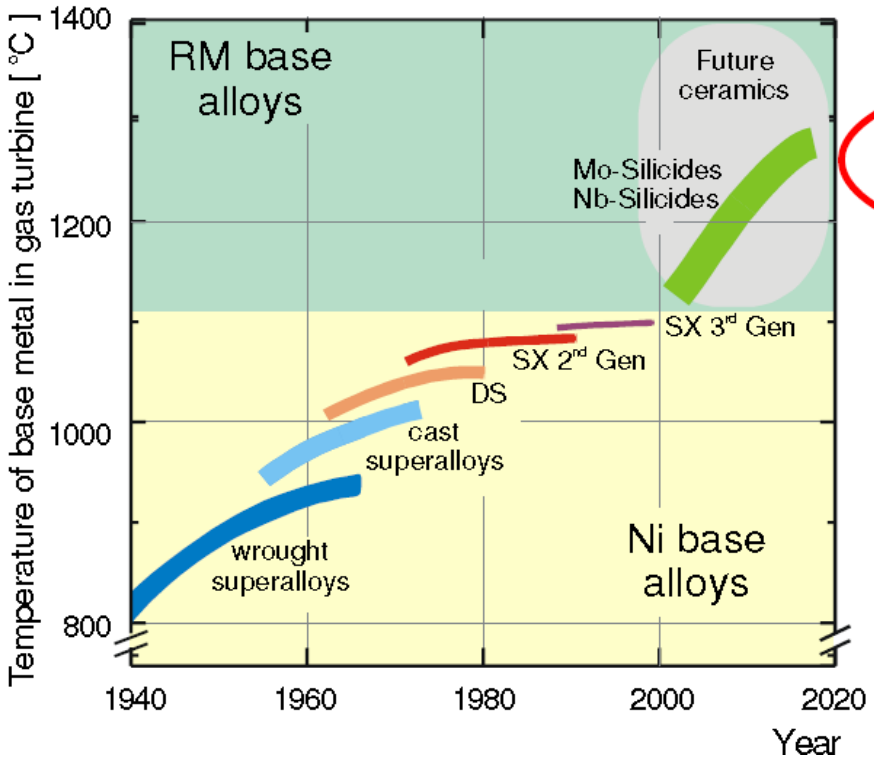
Caratteristiche principali per il LMC: basso punto di fusion, pressione di vapore e viscosità, alta conducibilità termica

Vantaggi dell'LMC: minore propensione ai difetti, specie per pale SX di grandi dimensioni, grazie ad un maggiore controllo della mushy zone e un più elevato gradiente termico

Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
SILICIURI

RM-Silicides: Motivation



Revolutionary increase of turbine efficiency

Evolutionary increase of temperature efficiency

Fonte: PLANSEE AG, 2007: Results of R&D program TAKE OFF INTERMET ENVIRONMET

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
SILICIURI

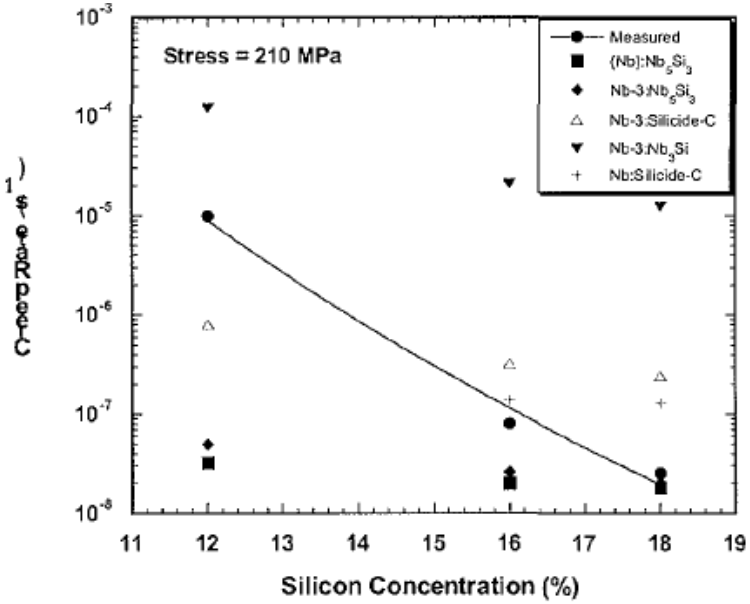
I compositi a base di siliciuro di Nb o Mo (Mo-Si-B) hanno un grande potenziale per le applicazioni ad alta temperatura perché combinano una matrice metallica a soluzione solida M-based (Nb, Mo con Ti, Hf, Cr) duttile con siliciuri (fase intermetallica, tipicamente $M_5(Si, Al)_3$) o M_3Si ad alta resistenza.

Con l'appropriata combinazione di elementi leganti, come Ti, Hf, Cr, Al, è possibile raggiungere un equilibrio promettente per la tenacità alla frattura, lo scorrimento ad alta temperatura, la resistenza all'ossidazione a medie ed alte temperature.
Importante è l'effetto della frazione di volume di siliciuro sulla microstruttura, e sulle proprietà precedenti. Il rapporto tra M: (Hf + Ti) è critica nel determinare le proprietà al creep e all'ossidazione.
Lavorabilità dei siliciuri di Mo più difficile di quella dei siliciuri di Nb.

Fonte 1 *Recent Advances In Nb-Silicide In-Situ Composites,* B.P. Bewlay, C.L. Briant*, M.R. Jackson, and P.R. Subramanian, General Electric Company, Corporate Research and Development Center, Schenectady, New York 12301, USA, Division of Engineering, Brown University, Providence, RI 02912, USA, 2001
Fonte 2 ULTMAT Ultra High Temperature Materials for Turbines FP6 - Specific Targeted Research Projects (STREP) Period covered: From 01/01/2004 To 30/06/2008, Contract: AST3-CT-2003-502977, coordinator ONERA

SEMINARI INTERDISCIPLINARI DI CULTURA AERONAUTICA - III Ciclo
I MOTORI AERONAUTICI DI NUOVA GENERAZIONE

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
SILICIURI



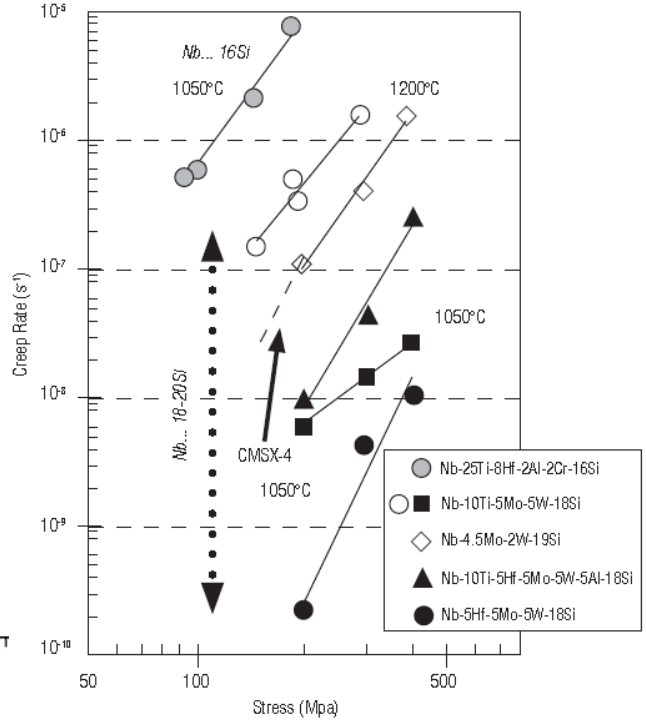
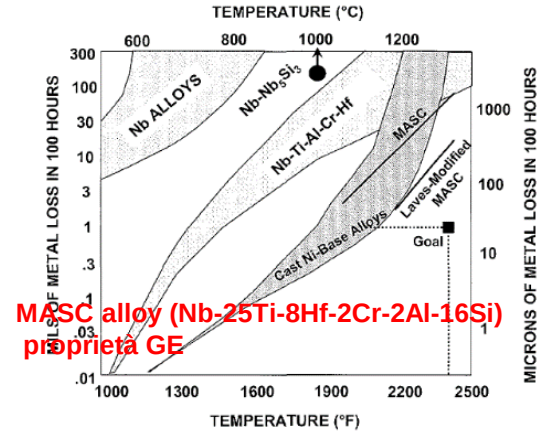
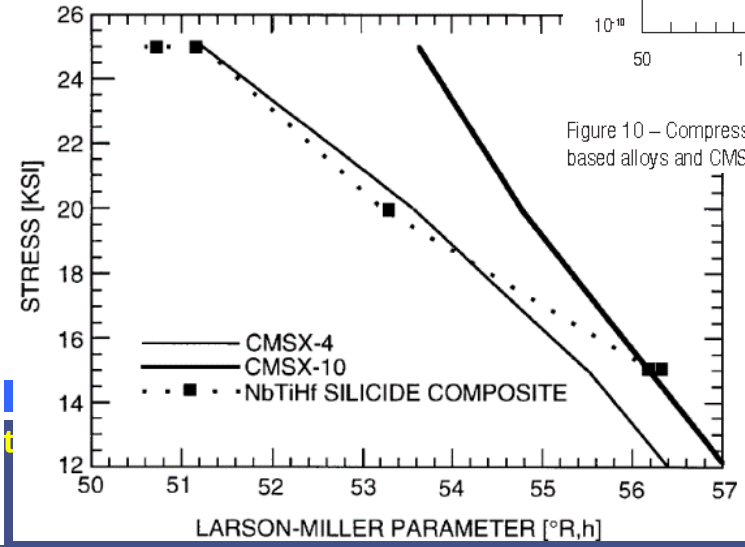


Figure 10 – Compression creep rate as a function of applied stress for Nb-Si based alloys and CMSX-4 [8]



MASC alloy (Nb-25Ti-8Hf-2Cr-2Al-16Si)
proprietà GE

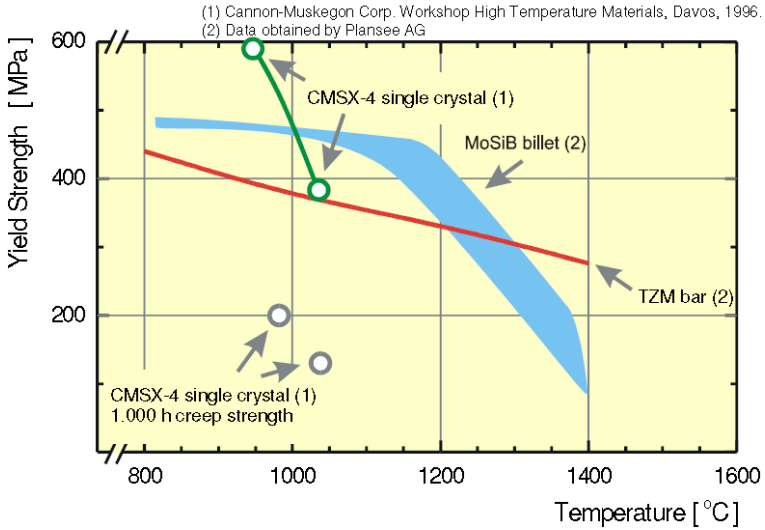
Figure 7. *Comparison of the oxidation rates of silicide-based composites with those of Ni-based superalloys and monolithic Nb alloys. The metal and silicide composite (labeled MASC) shows improved oxidation behavior at temperatures greater than 1200°C.*



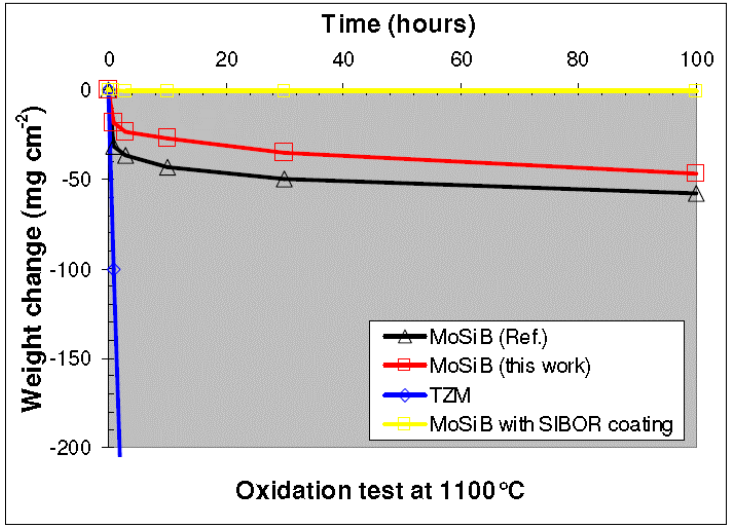
LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici

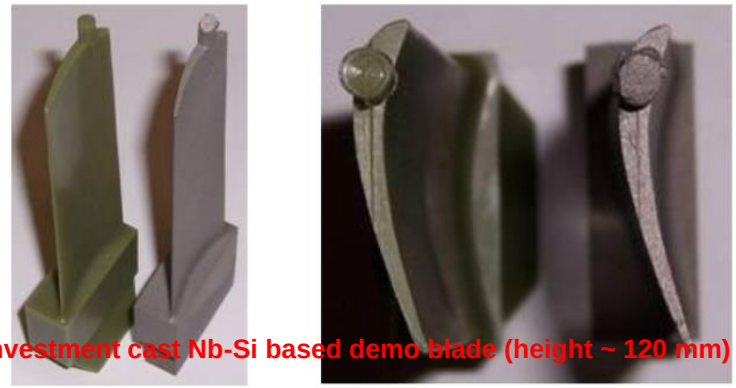
SILICIURI

Mechanical properties



Oxidation resistance





Investment cast Nb-Si based demo blade (height ~ 120 mm)

RuAl coating innovativo, buono ma di difficile processamento
SIBOR® (PS coating) sviluppato per Mo-based alloys: buona reistenza all'ossidazione per siliciuri di Mo.
Test da banco (burner rig): resistenza alla corros./ ossid. talvolta superiori a quelle della CMSX4

Problema dell'ossidazione: advanced coating systems based on multilayer EBC coatings (Environmental Barrier Coatings) in sviluppo nel progetto europeo HYSOP, che prevede anche l'utilizzo di compositi Si_3N_4-$MoSi_2$ per la fabbricazione di pale di turbina.

Fonte: PLANSEE AG, 2007: Results of R&D program TAKE OFF INTERMET ENVIRONMET

EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
INTERMETALLICI

TiAl

Bassa densità ~ metà rispetto alle superleghe base Ni, eccellenti proprietà ad alte temperature.
Processo di fabbricazione: centrifugal cast + costose lavorazioni di machining.
I processi fusori afflitti da basse rese ed elevati sovrametalli richiesti sui componenti prodotti.
Tutto ciò genera un costo elevato del prodotto finito

Alternative: AM (EBM, DMLM), con caratteristiche del materiale ottenuto nettamente superiori alla fonderia, unitamente ad una resa irraggiungibile con le tecnologie tradizionali. I costi in produzione sono quindi assolutamente competitivi rispetto alle tecnologie tradizionali grazie anche a queste performance di processo.
La pale attualmente prodotte sono comprese in un range dai 100 ai 400 mm

Utilizzo: ultimi stadi rotorici delle turbine LP (es. grandi motori commerciali - GENx per il B787)

Ricerca: metodo di fabbricazione via Spark Plasma Sintering (SPS), meno costoso

EMA Data - Strictly Private
Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
ADDITIVE MANUFACTURING

EBM	SLM
Sottovuoto	Pressione atmosferica, necessità di gas di protezione dall'ossidazione
Lavorazioni più rapide (spessori di lavorazione maggiori), ma minore precisione	Lavorazioni più lunghe, ma maggiore precisione
Alti costi di attrezzature Minori costi di esercizio	Minori costi di attrezzatura Maggiori costi di esercizio

CONFRONTO DI ALCUNE DELLE PRINCIPALI TECNICHE PER LA MANIFATTURA ADDITIVA

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
CMC*

Fibra SiC in matrice SiC
Proprietà termiche superiori al metallo:

1. 1/3 del peso
2. +20% high temperature capability

→Maggiore efficienza nei consumi

CMC nelle parti più calde del motore

Rapporto di compressione:
Da 42:1 per il GE90 a 60:1 per il GE9x

Produzione: 100 pezzi del 2012 ai 32.000 pezzi del 2020

Fonte GE Aviation and the Ceramic Matrix Composite Revolution

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici CMC*

LEAP, CFM International, jv tra GE e Snecma (SAFRAN)
CMC applicati per parti statiche, HP turbine shroud

Febbraio 2015, Technology Demonstrator "Adaptive Versatile Engine Technology (ADVENT) engine

Importante "breakthrough": **per la prima volta CMC su parti rotanti in un motore jet** militare F414, **turbine LP**. Non è richiesto cooling e dunque è aerodinamicamente più efficiente.

Il peso è ridotto di 2/3 rispetto alle leghe base Ni → minori dimensioni e peso → minori forze centrifughe

Investimento > $1 billion,
Materiale: fibre di SiC in resina ceramica

Fonte GE Aviation and the Ceramic Matrix Composite Revolution

EMA Data - Strictly Private

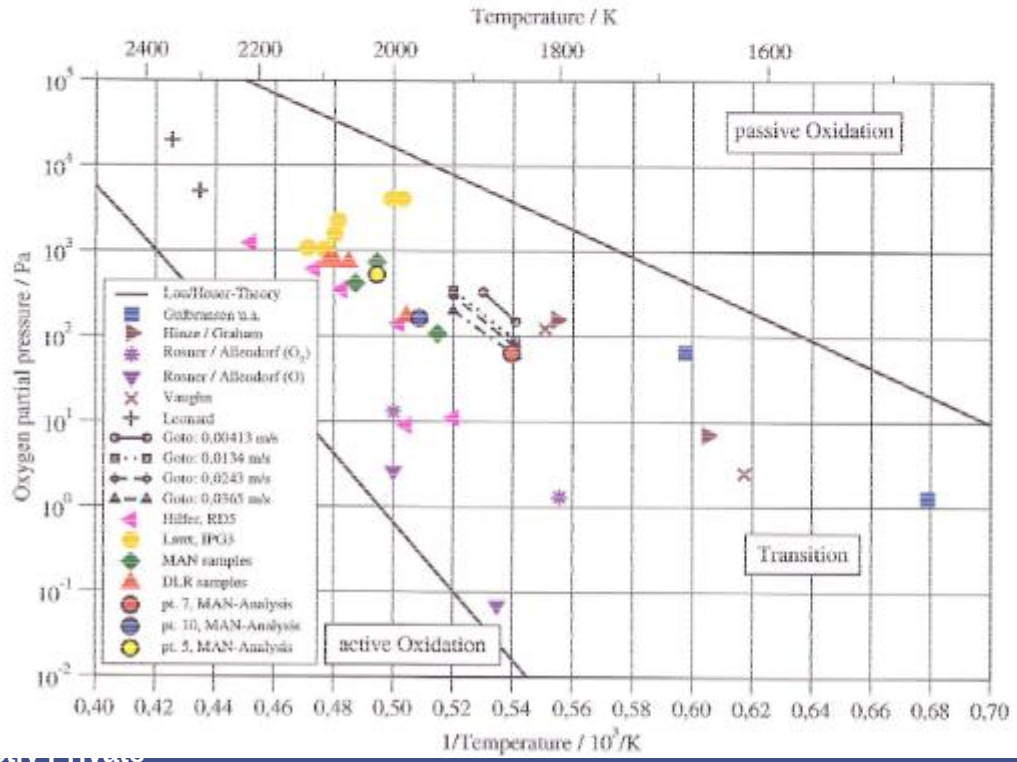
Part of the Rolls-Royce Group

Keraman ® CMC for demanding
Aerospace and Terrestrial Applications

MT AEROSPACE

Oxidation protection is necessary to prevent degradation of CMC by Oxidation, Fiber burn-out

Oxidation coatings have to be developed and optimized:
on fibers, on composite, in matrix, as getter



Conditions for active oxidation are theoretically predicted in models and observed in experiments

Passive oxidation:
formation of SiO_2 with slow growth

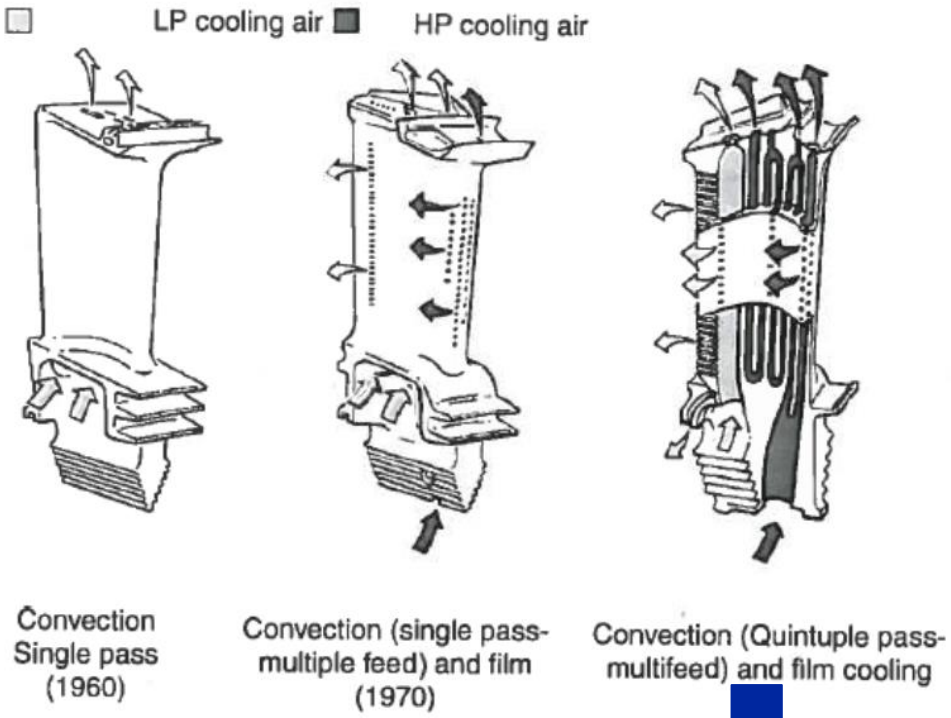
Active oxidation:
formation of gaseous CO and SiO

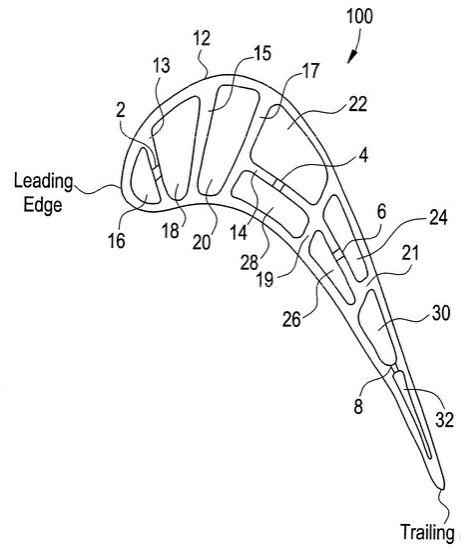
Il raffreddamento e la protezione delle pale di turbina in esercizio

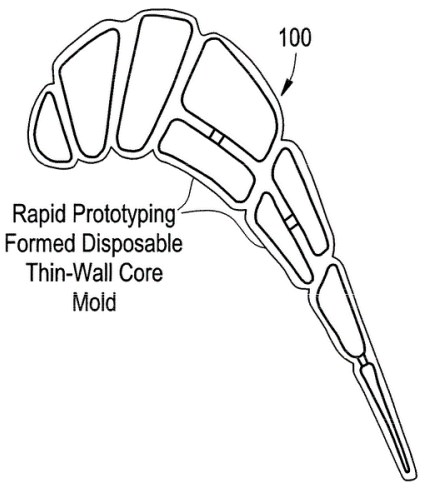
EMA Data - Strictly Private

Part of the Rolls-Royce Group

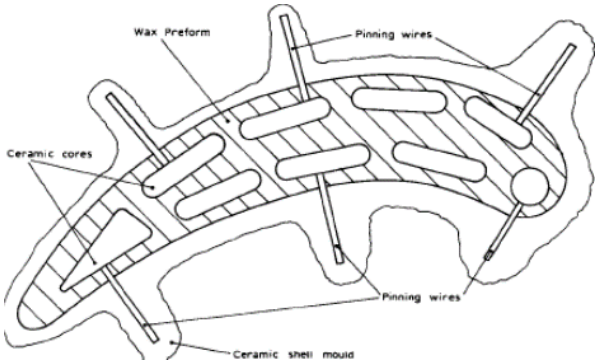
LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
BLADE COOLING







DOUBLE WALL ARCHITECTURE

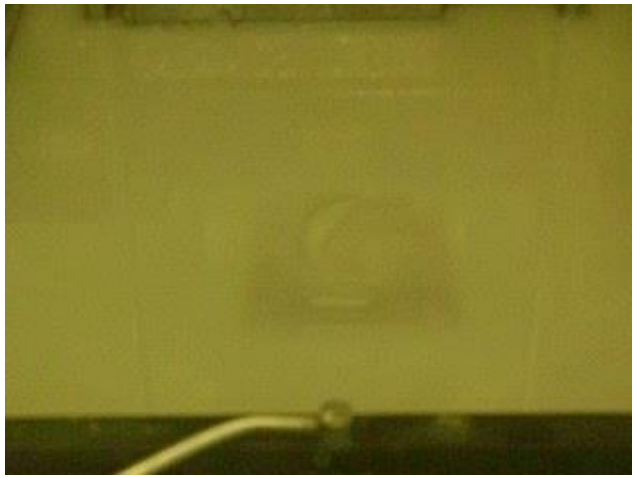


Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006
Revolutionizing Turbine Cooling with Micro-Architectures Enabled by Direct Metal Laser Sintering - The Ohio State University Aerospace Research Center, J.P. Bons, A. Ameri, J. Gregory, R. Prenter, A. Hossain (4 Nov 2015 – NETL UTSR Workshop)

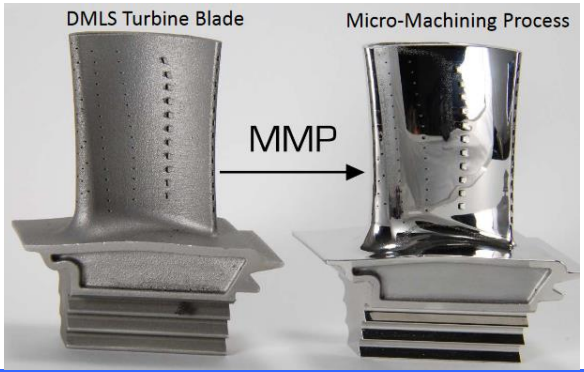
LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
BLADE COOLING

La tecnica di manifattura per le anime a doppia (o multipla) parete è quella che utilizza materiale solubile durante il processo di manifattura con stampi multipli.
Utilizzata per anime di forma complessa, pale SX.

Altrimenti, rapid prototyping, SLA (per anime), DMLS (per pale)



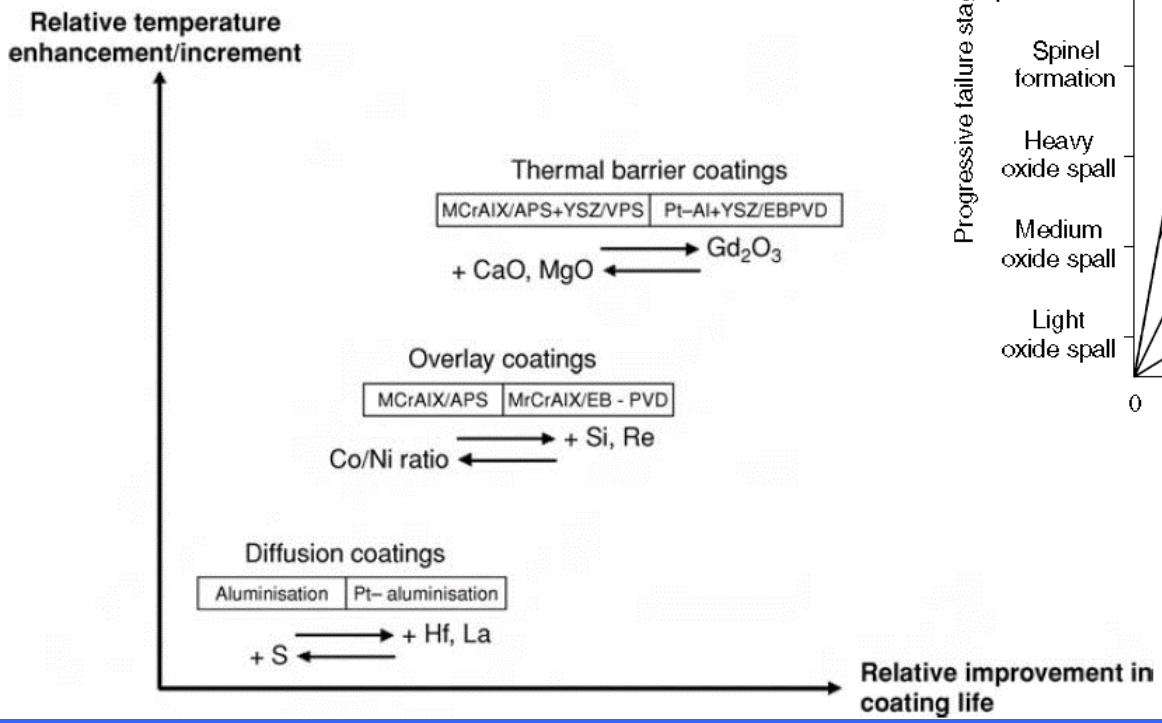
Resina caricata con materiale ceramico e processo di realizzazione
EMA - progetto MITGEA, 2009

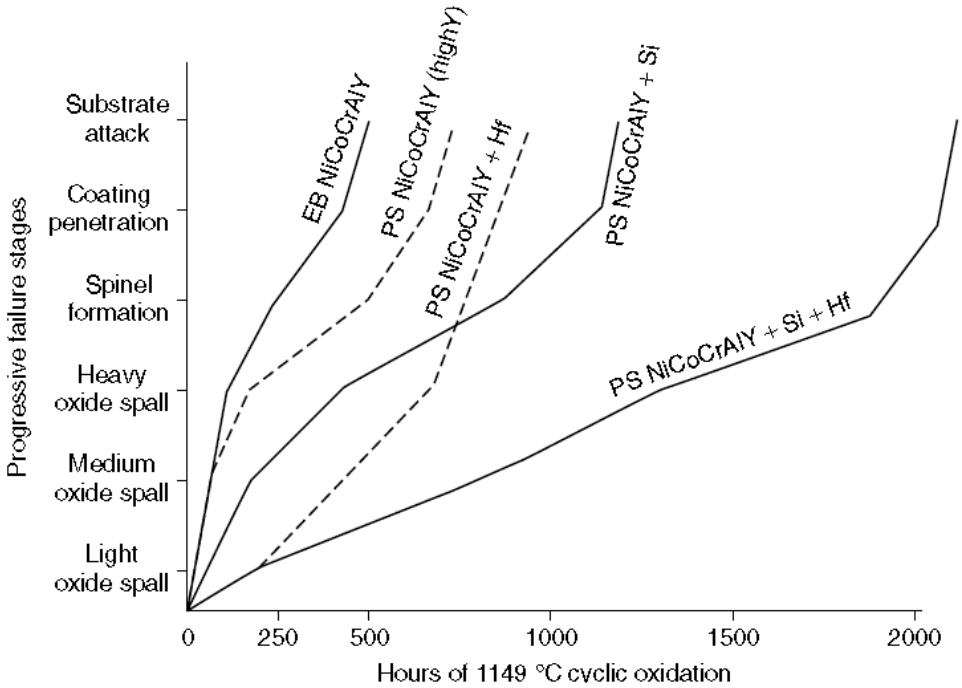


Revolutionizing Turbine Cooling with Micro-Architectures Enabled by Direct Metal Laser Sintering - The Ohio State University Aerospace Research Center, J.P. Bons, A. Ameri, J. Gregory, R. Prenter, A. Hossain (4 Nov 2015 – NETL UTSR Workshop)

EMA Data - Strictly Private

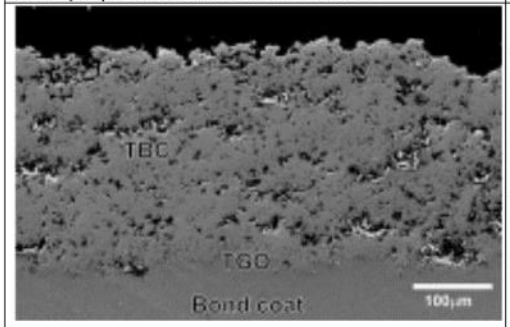
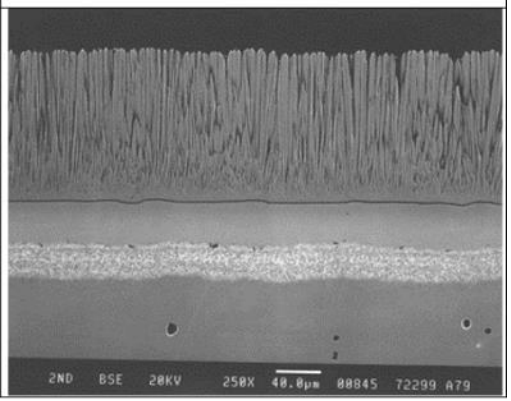
LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
COATING

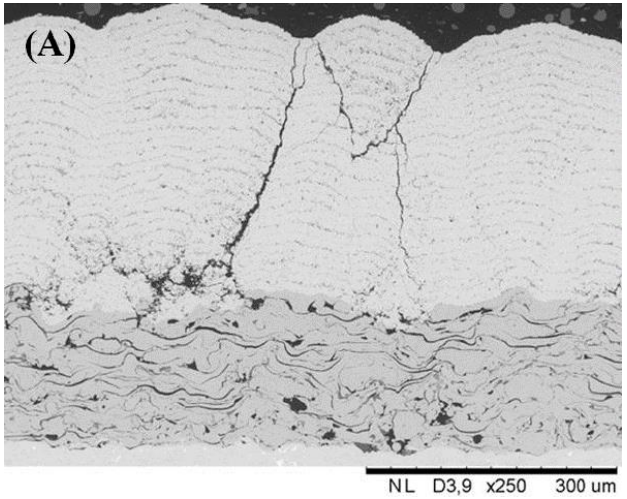




Fonte: The Superalloys - Fundamentals and Applications, Roger C. Reed, Cambridge University Press 2006

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
COATING

APS	EB-PVD
costi bassi	migliore struttura, che tollera meglio espansioni e contrazioni
flessibilità di processo	
porosità parallela al substrato e dunque valori bassi di conducibilità termica (<1W/mK) e dunque adatti per i combustor liners	porosità perpendicolare al substrato e dunque valori più alti di conducibilità termica (circa 2W/mK), adatti per le palette con elevati cicli
lunga durata, minore resistenza ai cicli termici e dunque adatti a "land turbines"	adatti per parti più sollecitate per l'elevata resistenza a deformazione
suscettibilità alla sinterizzazione e dunque degrado delle proprietà termiche e meccaniche	conducibilità più alta
	



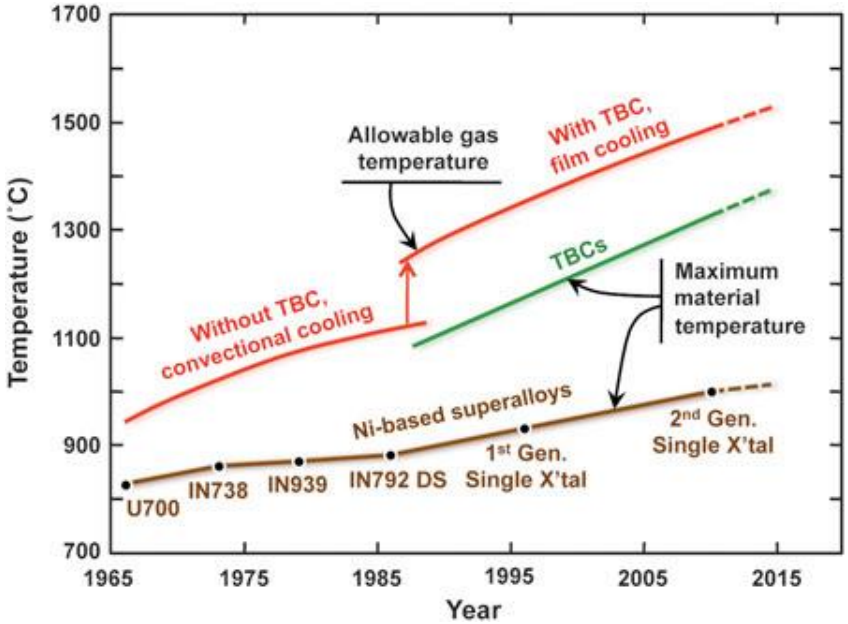
Suspension plasma spraying (SPS) coating con duplice struttura

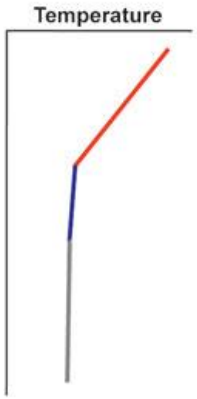
Suspension plasma spraying (SPS) è diventato un metodo interessante per la produzione di rivestimenti di barriera termica per componenti di turbine a gas poichè ha portato a strutture simili a quelle APS o EB-PVD, ma con minore conducibilità termica rispetto ai rivestimenti EB-PVD, e più facili da produrre → con un potenziale di minori costi di produzione → SPS è di grande interesse per il settore delle turbine a gas.

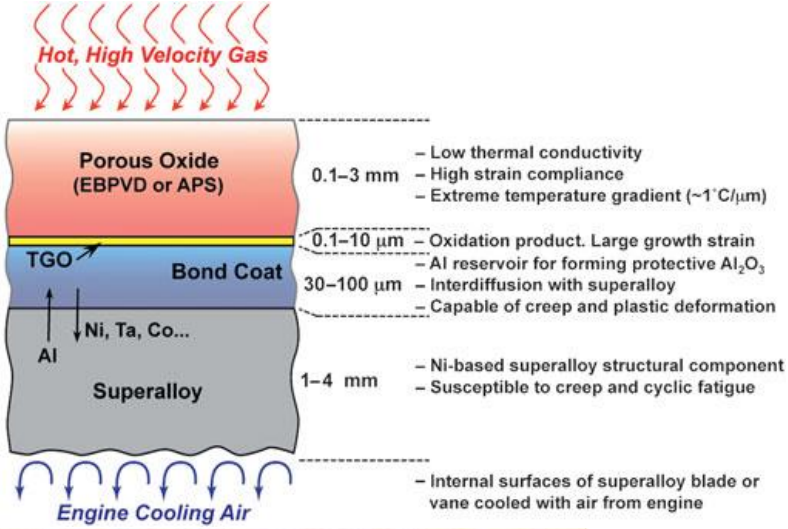
Fonte Thermal Conductivity Analysis and Lifetime Testing of Suspension Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings, Coatings 2014, Nicholas Curry 1,*, Kent VanEvery 2, Todd Snyder 2 and Nicolaie Markocsan

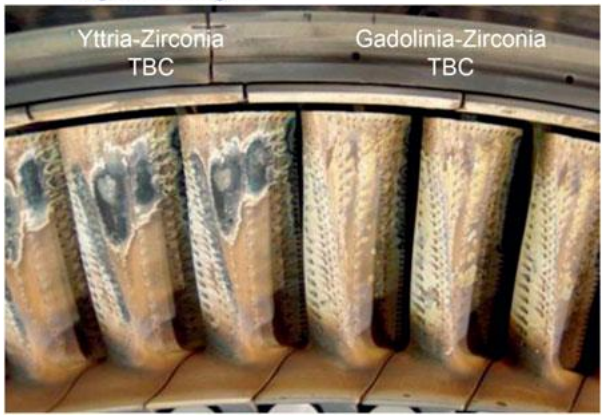
EMA Data - Strictly Private
Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
COATING









Fonte: THERMAL-BARRIER COATINGS FOR MORE EFFICIENT GAS-TURBINE ENGINES October 2012 Vol. 37 No. 10 www.mrs.org/bulletin

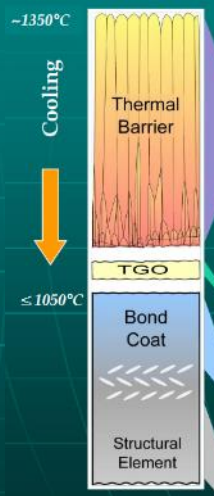
EMA data Strictly private

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
COATING

Zirconia (ZrO_2) TBC's

- A TBC material should have low thermal conductivity (k).
- TBC coefficient of thermal expansion (CTE) should be as close to that of the superalloy as possible
- Engine superalloy CTE is in ~$15x10^{-6}$ K^{-1}
- Low k materials include glasses, but their CTE is $3x10^{-6}$ to $8x10^{-6}$ K^{-1}. Glasses also have low melting points
- Zirconia has conductivity of ~2 $Wm^{-1}K^{-1}$ and CTE ~$10x10^{-6}$ K^{-1}
- Zirconia melting point is ~2700°C
- Hence is a suitable material as a TBC.

TBC's: Multifunctional Layered System Inherently Metastable



- ✓ Low thermal conductivity: ZrO_2-7wt% $YO_{1.5}$ (7YSZ)
- ✓ Electron beam physical vapor deposition (EBPVD)
- ✓ Columnar microstructure: strain compliance
- ✓ Porosity: lower conductivity
- ✓ Phase compatibility with underlying layer (TGO)
- ✓ Phase stability & fracture toughness
- ✓ Erosion and foreign object damage
- ✓ CMAS (dust) and sulphate/vanadate attack
- ✓ Morphological evolution & sintering

- ✓ Thermally grown oxide (TGO, α-$AlO_{1.5}$) provides oxidation protection

- ✓ Supplies Al for formation of α-$AlO_{1.5}$ TGO
- ✓ Slow oxidation kinetics
- ✓ Ni(Pt)Al or MCrAlY (M = Ni, Co, Fe)

- ✓ Ni-Based superalloy (CMSX-4, René-N5)

CMAS= (calcium magnesium-alumino-silicate)

Lo strato TGO si forma in esercizio per l'ossidazione del bond-coat

Fonte Challenges in Developing New Coatings to Improve Performance Ashutosh, S. Gandhi, Department of Metallurgical & Materials Engineering Indian Institute of Technology Madras, 2012

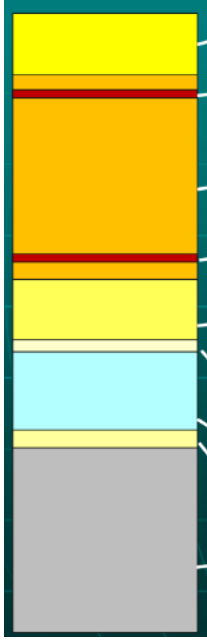
Fonte: THERMAL-BARRIER COATINGS FOR MORE EFFICIENT GAS-TURBINE ENGINES October 2012 Vol. 37 No. 10 www.mrs.org/bulletin

EMA data Strictly private

Part of the Rolls-Royce Group

LA TECNOLOGIA per l'incremento delle prestazioni nei moderni motori aeronautici
COATING

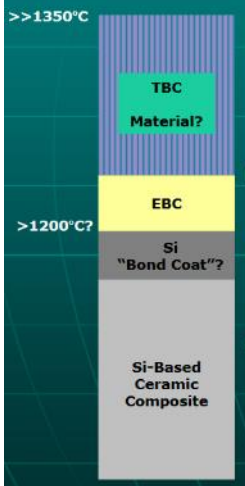
Future TBC System



- Diffusion barrier to minimize bond coat – superalloy interaction
- YSZ interlayer to prevent reaction with TGO
- Luminescent layers for monitoring remaining life
- Top layer with erosion and CMAS resistance
  - Combination of materials

CMAS= (calcium magnesium-alumino-silicate)

Si-Based Ceramics & Composites: Environmental Barrier Coatings



- Si-Based Non-oxide Ceramics & Composites (Si_3N_4, SiC, Si-B-C-N)
  - High temperature strength exceeding Ni-superalloys
  - Future Gas Turbine Engines, Re-entry Vehicles, Scramjet (Hypersonic Planes)
- Susceptible to Oxidation & Water Vapour Attack (High Velocities)

  e.g. $SiC + 3H_2O = SiO_2 + 3H_2\ (g) + CO\ (g)$

  $SiO_2 + 2H_2O = Si(OH)_4\ (g)$
- Requirements for an EBC
  - Resistance to Water Vapour
  - Thermochemical Compatibility with the Substrate
  - Thermal Expansion Match with the Substrate

GOAL

1. Riproducibilità del processo di coating → oggi si tiene conto della metà del delta T attivabile dalla TBC per precauzione
2. Modeling del comportamento termico e meccanico, sensoristica in-line (es. IR, luminescenza vs riflettività che varia con le cricche) durante la fase operativa
3. Alzare la capability termica → materiali adoperati
4. Mitigazione attacco CMAS

Fonte Challenges in Developing New Coatings to Improve Performance Ashutosh, S. Gandhi, Department of Metallurgical & Materials Engineering, Indian Institute of Technology Madras, 2012

Fonte: THERMAL-BARRIER COATINGS FOR MORE EFFICIENT GAS-TURBINE ENGINES October 2012 Vol. 37 No. 10 www.mrs.org/bulletin

GRAZIE PER L'ATTENZIONE